



飛航事故調查報告

ASC-AOR-16-06-001

中華民國104年2月4日
復興航空公司GE235班機
ATR72-212A型機
國籍標誌及登記號碼B-22816
於臺北松山機場東方3浬處失去控制
墜毀於基隆河

飛航事故調查報告

ASC-AOR-16-06-001

中華民國 104 年 2 月 4 日
復興航空公司 GE235 班機
ATR72-212A 型機
國籍標誌及登記號碼 B-22816
於臺北松山機場東方 3 浬處失去控制
墜毀於基隆河

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.

本報告分別以中文及英文撰寫。

本頁空白

摘要報告

民國 104 年 2 月 4 日，臺北當地時間約 1054 時，復興航空股份有限公司（復興）定期載客班機 GE235，一架 ATR72-212A（ATR72-600）型機，國籍標誌及登記號碼 B-22816，於初始爬升階段失去控制，墜毀於距臺北松山機場 10 號跑道約 3 浬處之臺北市南港區基隆河段。機上 43 名乘員罹難，包括 3 名飛航組員、1 名客艙組員及 39 名乘客。機上另有 1 名客艙組員及 13 名乘客重傷，1 名乘客輕傷，航機受衝擊力而全毀。該機墜毀前，其左翼尖擦撞一輛行駛於環東大道的計程車，造成車內駕駛重傷及乘客輕傷。GE235 為一按儀器飛航規則（IFR）飛行之航班，自臺北松山機場出發，目的地為金門機場。

本次事故歸因於諸多因素，釀成航機最終因失速而失去控制。在航機起飛後初始爬升階段，二號發動機自動順槳單元（AFU）內部出現間歇性電路不連續的狀況，因而啓動自動起飛動力控制系統（ATPCS）程序，致使二號發動機螺旋槳發生非指令性自動順槳。值此之際，飛航組員並未確實執行手冊內規範之不正常與緊急程序以辨識該故障，亦未依程序執行必要之改正措施，以致操控駕駛員誤收回仍正常運作中的一號發動機油門，最終並誤關該發動機。航機在初始爬升階段喪失動力及在操控駕駛員之不當操作下，發生一連串包括控制桿抖桿與推桿的失速警告。一號發動機被誤關後，飛航組員未能及時查覺兩具發動機動力皆喪失，並及時重新啓動一號發動機，亦未針對失速警告做出迅速且有效的處置。在重新啓動發動機過程中，航機失速且高度持續下降。在撞擊前，航機的高度不足，已無法及時成功啓動發動機，挽回航機失控狀態。

飛航組員如能優先穩定航機飛航路徑，正確地判斷推力系統故障係因二號發動機失去動力後，再依程序執行起飛時二號發動機熄火因應措施，應可避免本次事故之發生。本調查報告指出與事故發生有關之調查發現及其他風險因素，包括自動順槳單元、飛航組員、復興航務作業與安全管理，以及交通部民用航空局（民

航局)監理業務等相關因素。

本次事故調查期許飛航組員、航空業者、監理機關及航空器製造廠能以本案為鑑，進而避免重蹈覆轍，以確保未來之飛航安全。飛航安全調查委員會(飛安會)針對復興、民航局、航空器製造廠、發動機製造廠以及自動順槳單元製造廠等，提出多項安全改善建議，藉以改正調查所見之安全缺失。事故發生後，航空器製造廠、發動機製造廠及自動順槳單元製造廠也已採取數項積極改善措施以改進飛航安全。

依據中華民國飛航事故調查法第6條及國際民航公約第13號附約相關內容，飛安會為負責本次飛航事故調查之獨立機關。受邀參與本次調查之機關(構)包括：法國航空器失事調查局、加拿大運輸安全委員會、美國國家運輸安全委員會、ATR飛機公司、加拿大普惠公司、美國聯合科技集團所屬航太系統公司、交通部民用航空局及復興航空股份有限公司。

本事故「調查報告草案」於105年1月完成，依程序於105年1月26日經飛安會第41次委員會議初審修正後函送相關機關(構)提供意見；經彙整相關意見後，英文版調查報告於105年4月26日經飛安會第44次委員會議審議通過。中文版調查報告於105年5月31日經飛安會第45次委員會議審議通過後，於105年6月30日發布中、英文版調查報告。

本事故調查經綜合事實資料及分析結果，獲得之調查發現共計25項，改善建議共計16項，如下所述。

壹、調查發現

調查報告依據調查期間所蒐集之事實資料以及綜合分析，總結以下三類之調查發現：「與可能肇因有關之調查發現」、「與風險有關之調查發現」及「其他調查發現」。

與可能肇因有關之調查發現

此類調查發現係屬已經顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素，包括不安全作為、不安全狀況，或與造成本次事故發生息息相關之安全缺失。

與風險有關之調查發現

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

其他調查發現

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

與可能肇因有關之調查發現

(一) 發動機

1. 二號發動機自動順槳單元（AFU）與扭力感測器之間歇性訊號連續不良可能造成自動起飛動力控制系統（ATPCS）：
 - 在起飛滾行過程無法穩定保持在備動狀態；
 - 在初始爬升階段被啓動，以致於該系統依序完成 ATPCS 之自動功能，包含使二號發動機自動順槳。
2. 既有的證據顯示，二號發動機自動順槳單元（AFU）與扭力感測器之間歇性訊號不連續，可能係因二號 AFU 內部焊接點瑕疵所造成。

(二) 飛航操作

3. 在起飛滾行初期，飛航組員發現自動起飛動力控制系統（ATPCS）之備動燈號未亮起時，未放棄起飛。
4. 復興未將 ATR72-600 型機於起飛時遭遇自動起飛動力控制系統（ATPCS）未備動情況，飛航組員須放棄起飛之要求，明確規範於相關指令、程序及組員通告等公司政策文件中。
5. 在二號發動機發生非指令性自動順槳後，飛航組員於採取動作前未執行手冊內規範之故障識別程序，造成操控駕駛員對推力系統故障特徵與辨識的混淆，並將正常運作中的一號發動機推力降低。
6. 飛航組員未遵守復興 ATR72-600 型機不正常與緊急狀況之標準作業程序，執行起飛時單發動機熄火之程序，結果造成操控駕駛員收回正常運作之發動機油門，並誤關該發動機。
7. 事故航機因於初始爬升階段喪失發動機推力及操控駕駛員操作不當，以致產生一連串包括控制桿推桿之失速警告。飛航組員對於失速警告未採取及時有效之反應。
8. 飛航組員未及時發現兩具發動機皆喪失推力，並重新啓動發動機予以改正。於飛航組員重新啓動發動機時，該機失速且高度過低，已無法挽回航機失控狀態。
9. 飛航組員未能有效溝通、協調，以及運用威脅與疏失管理（TEM）策略，危及該航班之安全。於事故發生各階段中，操控與監控駕駛員未能藉由有效溝通獲得彼此所知有關發動機狀態之資訊，且操控駕駛員未能適當地回應或整合監控駕駛員所提供之資訊。

與風險有關之調查發現

(一) 發動機

1. 發動機製造廠為控制自動順漿單元（AFU）電路間歇性訊號不連續之問題，曾發出技術通報（SB）建議間隔 12,000 飛時執行 AFU 之檢查以解決老化所造成之電路問題。本調查案中之兩具 AFU 分別在 1,624 飛時及 1,206 飛時失效，顯示造成電路間歇性訊號不連續，除了與老化有關，可能還有其他之前未被發現的問題。本事故前，發動機製造廠針對解決此問題所發出之檢查技術通報其成效仍有不足。發動機製造廠已發布改良的產品，所有新生產之發動機已改採此一新型改良產品。製造廠亦發布另一項換裝新品的技術通報。

(二) 飛航操作

2. 操控駕駛員於發生主警告聲響後即解除自動駕駛，不但增加操控駕駛員後續之工作負荷，且降低其評估與處置緊急狀況之能力。

3. 飛航組員忽略起飛前必要之單發動機失效處置提示，致喪失起飛後遭遇推力系統失效狀況時應有之心理準備。

(三) 航空公司安全管理

4. 復興未遵守該公司本身之程序，以執行事故操控駕駛員升任正駕駛員之選拔與訓練作業，復興所執行之品保作業亦未發現升訓過程不符公司規範。

5. 復興未運用目前普遍參採之相關組員資源管理（CRM）指導方針，以發展、施行與強化其飛航組員之 CRM 訓練計畫，同時評估其有效性。

6. 復興採用之 ATR72-600 型機之差異訓練課程，雖符合歐洲航空安全署 ATR72 作業評估委員會之報告，且由民航局監理之角度觀之亦無不符，惟仍可能不足以確保復興飛航組員在所有正常程序及一系列異常狀況下，皆能勝任 ATR72-600 型機之操作。

7. 根據 GE235 飛航組員接受 ATR72-600 型機差異訓練之紀錄顯示，正駕駛員 A

君對於起飛階段單發動機失效之處置，可能需要多一點的訓練。若復興有適當之航務作業及/或品保人員妥適保存及評估渠等人員之差異訓練紀錄，復興或許還可有機會檢視正駕駛員 A 君對於單發動機失效之緊急處置能力。

8. 正駕駛員 A 君於本事故之表現與其訓練紀錄所記載之弱項相符：亦即在處置不正常及/或緊急狀況時一直有困難，包括起飛階段單發動機失效及單發動機操作。但是復興未有效地處理正駕駛員 A 君此一明顯又迫切的飛安風險。

(四) 民航局監理作業

9. 民航局需改善包括組員資源管理（CRM）在內之飛航組員訓練監理作業。
- 10.先前針對復興發生之飛航事故（包括 GE222 在內）所進行之調查指出，復興飛航組員普遍存在不遵守標準作業程序之狀況，而此一狀況於本次 GE235 事故發生時仍未改善。民航局雖於 GE222 飛航事故發生後對復興執行深度查核，並提出遵守標準作業程序之議題，惟民航局未能確保復興及時改善先前所指出之系統性安全問題，以降低潛在風險。

其他調查發現

1. 飛航組員飛航證照與資格，符合民航局相關規定及公司之要求。無證據顯示飛航組員在本次飛航中的表現可能受業已存在之病況、疲勞、服藥、毒品或酒精之負面影響。
2. 事故航機起飛時為目視天氣情況，事故飛行過程無不良天氣。
3. 事故航機之適航證書與登記符合現行民航法規。該機於松山機場適航放飛時並無已知故障，其適航指令及技術通報執行狀況亦符合相關規定。審視該機發生事故前之維修紀錄，並無有關二號發動機自動順槳系統故障之報告。
4. 飛航組員由使用傳統飛航儀表轉換至具有主要飛航顯示器（PFD）之先進整合式航空電子儀表飛行，於遭遇緊急狀況時，可能無法在相同的位置上取得相同

的視覺圖像及有關訊息。

5. 雖然飛航導引（FD）之指示對本件事故之發生並無影響，且 ATR 飛航導引之邏輯和航空業界其他某些型機亦無不同，但模擬機飛航測試顯示，在失速警告過程中，飛航導引之俯仰顯示與自動防止失速之動作相反，可能造成飛航組員操作時之困擾。
6. ATR72 之正式文件欠缺有關放棄起飛政策之一般性說明，亦無在雙發動機均正常狀況下放棄起飛之程序。

貳、改善建議

一、致復興航空公司

1. 應於相關指令、程序、訓練及組員通告中明確規範，當 ATR72-600 型機之自動起飛動力控制系統（ATPCS）未如規定在備動狀態時，飛航組員須放棄起飛之公司政策。（ASC-ASR-16-06-001）
2. 深底檢視飛航組員之訓練計畫，包括：年度複訓、組員資源管理（CRM）訓練、升等訓練與差異訓練等，並設計系統性的措施以確保下列事項：
 - 落實飛航組員考驗與訓練標準化；
 - 所有飛航組員遵守標準作業程序；
 - 所有飛航組員熟悉包含起飛階段單發動機失效在內的不正常與緊急狀況之處置；
 - 運用目前普遍參採之組員資源管理（CRM）指導方針，發展、施行與強化飛航組員之 CRM 訓練計畫，並評估其有效性，特別是能夠於實務上應用該等技巧處理緊急狀況；
 - 正駕駛員升等流程與訓練應符合公司相關程序，並能篩選出適任人員；
 - 充分之 ATR72-600 型機差異訓練與接續之航路訓練，以確保飛航組員均足

以勝任正常與不正常狀況之處置；及

- 所有飛航組員任職期間之訓練紀錄皆能依「航空器飛航作業管理規則」之要求確實保存。

(ASC-ASR-16-06-002)

3. 改進公司內部品保監督及稽核流程，以確保能夠及時確認及改正重複發生之安全、訓練及行政問題。(ASC-ASR-16-06-003)

4. 建置並記錄一套正式且有效之飛航組員能力評審機制，以確認及管理及格邊緣之飛航組員。(ASC-ASR-16-06-004)

5. 評估公司內部安全文化，以瞭解公司安全績效不佳之原因，尤其是重複發生不遵守程序之狀況。(ASC-ASR-16-06-005)

二、致交通部民用航空局

1. 檢討對航空公司之監理措施，以確保能及時並有效地識別與改善安全缺失。

(ASC-ASR-16-06-006)

2. 實施一套高度健全之監理程序，以確保航空公司能及時且有效地執行因應事故調查、稽核及檢查作業所提出之改善措施。(ASC-ASR-16-06-007)

3. 詳盡檢視對復興之監理業務，以識別並確保已發現的作業安全缺失，包括飛航組員未遵守程序、未達標準之訓練作業，以及不符要求之安全管理等情況，能有效地改善。(ASC-ASR-16-06-008)

4. 提供檢查員詳盡之指引，俾利渠等人員評估航空業者非技術性訓練計畫之有效性，如組員資源管理（CRM）及威脅與疏失管理（TEM）訓練計畫。

(ASC-ASR-16-06-009)

三、致聯合科技集團航太系統公司

1. 與航空器製造廠及發動機製造廠合作，評估有關 PW127 系列發動機自動順槳單元（AFU）現有之操作參數及航空器風險，以降低或防止可能會造成非指令性自動順槳之情況。（ASC-ASR-16-06-010）

四、致加拿大普惠公司

1. 與航空器製造廠及自動順槳單元（AFU）製造廠合作，評估有關 PW127 系列發動機自動順槳單元現有之操作參數及航空器風險，以降低或防止可能會造成非指令性自動順槳之情況。（ASC-ASR-16-06-011）

五、致 ATR 飛機製造公司

1. 與發動機製造廠及自動順槳單元（AFU）製造廠合作，評估有關 PW127 系列發動機自動順槳單元現有之操作參數及航空器風險，以降低或防止可能會造成非指令性自動順槳之情況。（ASC-ASR-16-06-012）
2. 於飛航組員操作手冊（FCOM）中發布有關放棄起飛之操作程序，並提供可能導致放棄起飛相關狀況之資訊。（ASC-ASR-16-06-013）

六、致歐洲航空安全署

1. 從業界層面，要求檢視航空器製造廠飛航導引（FD）功能或顯示之邏輯，在失速保護自動啓動時，能夠以適當之安排顯示或移除指示。（ASC-ASR-16-06-014）
2. 研究在同一機種由傳統儀表駕駛艙轉換至全套進階自動模式駕駛艙之差異訓練課程，其最低訓練需求之時間及內容。（ASC-ASR-16-06-015）
3. 要求檢視航空器製造廠之飛航手冊（AFM），以確保放棄起飛程序亦適用於雙發動機均正常時之狀況。（ASC-ASR-16-06-016）

本頁空白

目 錄

摘要報告	I
目錄	XI
表目錄	XIX
圖目錄	XXI
英文縮語對照表	XXIII
第一章 事實資料	1
1.1 飛航經過	1
1.2 人員傷害	6
1.3 航空器損害情況	6
1.4 其他損害情況	6
1.5 人員資料	6
1.5.1 駕駛員經歷	6
1.5.1.1 正駕駛員 A 君	6
1.5.1.2 正駕駛員 B 君	7
1.5.1.3 副駕駛員	7
1.5.2 駕駛員訓練紀錄	8
1.5.2.1 正駕駛員 A 君	9
1.5.2.2 正駕駛員 B 君	12
1.5.2.3 副駕駛員	13
1.5.3 駕駛員醫療紀錄	14
1.5.3.1 正駕駛員 A 君	14
1.5.3.2 正駕駛員 B 君	14
1.5.3.3 副駕駛員	15
1.5.4 駕駛員事故前 72 小時活動	15
1.5.4.1 正駕駛員 A 君	15

1.5.4.2 正駕駛員 B 君	15
1.5.4.3 副駕駛員	16
1.6 航空器資料	16
1.6.1 航空器與發動機基本資料	16
1.6.2 維修相關紀錄	17
1.6.3 螺旋槳系統	18
1.6.4 自動起飛動力控制系統	18
1.6.5 發動機扭力偵測及指示	23
1.6.6 載重與平衡	24
1.7 天氣資訊	25
1.8 助、導航設施	26
1.9 通信	26
1.9.1 客艙通信	26
1.10 場站資料	27
1.11 飛航紀錄器	27
1.11.1 座艙語音紀錄器	28
1.11.2 飛航資料紀錄器	29
1.11.3 其他飛航資料及雷達航跡資料	30
1.11.3.1 快速擷取紀錄器資料	30
1.11.3.2 次級搜索雷達資料	30
1.11.4 飛航軌跡重建	31
1.12 航空器殘骸與撞擊資料	36
1.12.1 航機殘骸打撈	37
1.12.2 殘骸運送與保存	39
1.12.3 影片與撞擊資訊	39
1.12.3.1 事故影片	41

1.13 醫學與病理.....	44
1.13.1 生還者醫療作業.....	44
1.13.2 駕駛員藥物檢驗.....	44
1.13.3 駕駛員相驗及解剖.....	45
1.13.4 罷難者相驗.....	45
1.14 火災.....	45
1.15 生還因素.....	45
1.15.1 緊急逃生.....	46
1.15.2 救援.....	46
1.16 測試與研究.....	47
1.16.1 復興模擬機訓練觀察.....	47
1.16.2 模擬機測試.....	47
1.16.3 航機結構檢驗.....	51
1.16.4 發動機檢驗.....	51
1.16.4.1 一號發動機.....	51
1.16.4.2 二號發動機.....	52
1.16.5 附件測試與檢查.....	53
1.16.5.1 自動順漿單元測試.....	53
1.16.5.2 MFC NVM 資料下載	61
1.16.5.3 PEC 及 EEC 資料下載	63
1.16.5.4 線束檢查.....	64
1.16.5.5 發動機感測器.....	66
1.17 組織與管理.....	69
1.17.1 復興航務處.....	69
1.17.1.1 ATR72 初始訓練	71
1.17.1.2 年度複訓.....	72

1.17.2 副駕駛員升等正駕駛員流程與訓練.....	72
1.17.2.1 甄選流程.....	72
1.17.2.2 升等訓練之地面學科訓練.....	72
1.17.3 ATR72-500 轉 ATR72-600 型機差異訓練.....	73
1.17.3.1 歐洲航空安全署之操作評估委員會報告.....	73
1.17.3.2 復興 ATR72-600 差異訓練計畫.....	74
1.17.4 組員資源管理訓練.....	74
1.17.4.1 訓練政策.....	75
1.17.4.2 CRM 與人為因素地面學科訓練教材.....	76
1.17.5 訓練紀錄管理	76
1.17.6 ATPCS 檢查政策與程序.....	77
1.17.7 民航局安全管理之監督/檢查計畫.....	81
1.18 其他資訊	82
1.18.1 飛行中單發動機失效之影響因素	82
1.18.1.1 起飛後單發動機失效或關斷之臨界速度	83
1.18.2 手冊資訊	84
1.18.2.1 航務手冊	85
1.18.2.2 復興標準作業程序	91
1.18.2.3 ATR72-600 飛航組員操作手冊	107
1.18.2.4 飛航組員訓練手冊	115
1.18.2.5 ATR72-600 最低裝備需求手冊及外型差異手冊	118
1.18.2.6 松山機場離場航圖	118
1.18.3 訪談摘要	120
1.18.3.1 復興飛航組員訪談	120
1.18.3.2 維修部門副理訪談	122
1.18.3.3 金門機場駐站維修人員訪談	123

1.18.3.4	松山機場駐站維修人員訪談.....	124
1.18.3.5	松山機場管制臺機場席管制員訪談.....	125
1.18.3.6	松山機場管制臺班務督導訪談.....	125
1.18.4	發動機扭力異常相關事件與資訊.....	126
1.18.4.1	復興 ATR72 飛機歷年發動機扭力異常相關事件與資訊.....	126
1.18.4.2	P&WC 發布之相關技術通報資訊.....	127
1.18.4.3	緊急適航指令	128
1.18.5	推力系統異常與組員回應不當	130
1.18.5.1	PSM+ICR 研究概述.....	130
1.18.5.2	渦輪螺旋槳飛機.....	131
1.18.5.3	失效線索	131
1.18.5.4	自動順槳系統的效應.....	132
1.18.5.5	訓練相關議題.....	132
1.18.5.6	訓練建議.....	134
1.18.5.7	失誤的種類	134
1.18.6	美國陸軍「關錯發動機」研究.....	136
1.18.7	其他人為因素考量	137
1.18.7.1	研判技巧	137
1.18.7.2	狀況警覺	138
1.18.7.3	壓力	141
第二章	分析	143
2.1	概述.....	143
2.2	航空器適航.....	143
2.2.1	航空器系統與發動機.....	143
2.2.2	ATPCS 與非指令性自動順槳.....	144

2.2.3 自動順漿單元（AFU）的品質	145
2.3 飛航操作	146
2.3.1 ATPCS 之政策及程序	146
2.3.2 ATR 原廠放棄起飛之政策	148
2.3.3 緊急狀況處置	149
2.3.3.1 故障識別	149
2.3.3.2 自動駕駛之運用	150
2.3.4 不遵守程序	151
2.3.5 航機改正操作	154
2.3.6 飛航組員表現之人為因素觀點	155
2.3.6.1 飛航組員表現	155
2.3.6.2 研判錯誤	156
2.3.6.3 壓力與心理準備	156
2.3.6.4 飛航組員訓練與適職性議題	158
2.3.6.5 升等訓練執行過程	159
2.3.6.6 組員資源管理與組員協調	160
2.3.6.7 復興組員資源管理訓練	162
2.3.6.8 負向移轉	163
2.3.7 復興 ATR72 差異訓練與訓練紀錄管理	164
2.3.7.1 訓練計畫	164
2.3.7.2 紀錄管理	165
2.4 民航局監理	165
第三章 結論	167
3.1 與可能肇因有關之調查發現	167
3.2 與風險有關之調查發現	169
3.3 其他發現	170

第四章 飛安改善建議.....	173
4.1 改善建議.....	173
4.2 已完成或進行中之改善建議.....	175
4.2.1 復興航空公司.....	175
4.2.2 交通部民用航空局.....	178
4.2.3 ATR 飛機製造公司	180
附錄一 航管無線電與平面通訊錄音抄件.....	183
附錄二 座艙語音紀錄器抄件.....	189
附錄三 FDR 參數圖	213
附錄四 發動機感應器測試摘要	217
附錄五 復興 ATR72-600 差異訓練課表	219
附錄六 AFM 補充章節 7_02.10	221
附錄七 復興 ATR72-600 Normal Checklist	223
附錄八 起飛時著重於 ATPCS 檢查之 SOP 對應政策	225
附錄九 MEL 有關螺旋槳之內容	233
附錄十 P&WC 技術通報 No.21742R1	235
附錄十一 民航局適航指令 No. CAA-2015-02-013E.....	243
附錄十二 ATR 非指令性自動順槳通告	247
附錄十三 P&WC 技術通報 No. 21880R1	249
附錄十四 以飛航資料分析自動駕駛之解除.....	261
附錄十五 調查報告草案之回復意見.....	267
附錄十五-1 法國 BEA 對調查報告草案之回復意見	268
附錄十五-2 加拿大 TSB 對調查報告草案之回復意見.....	269
附錄十五-3 美國 NTSB 對調查報告草案之回復意見.....	270
附錄十五-4 交通部民用航空局對調查報告草案之回復意見	271
附錄十五-5 復興航空公司對調查報告草案之回復意見	280

本頁空白

表 目 錄

表 1.2-1	傷亡統計表.....	6
表 1.5-1	駕駛員基本資料表.....	8
表 1.6-1	航空器基本資料.....	16
表 1.6-2	發動機基本資料.....	17
表 1.6-3	載重平衡表.....	25
表 1.11-1	GE235 CVR/FDR 事件順序	34
表 1.16-1	二號 AFU 電氣迴路連續性檢查.....	52
表 1.16-2	AFU 基本資料.....	54
表 1.16-3	二號 AFUJ2 接頭之接腳 J 及 H 電阻測試結果.....	57
表 1.16-4	三號 AFU 接頭 J2 之接腳 J 電阻測試結果	60
表 1.16-5	EEC 及 PEC 基本資料.....	64
表 1.18-1	復興 ATR72 飛機發動機扭力異常相關事件與資訊	126
表 1.18-2	失去狀況警覺之相關因素.....	139
表 2.1-1	ATPCS 相關之 FDR 資料.....	145

本頁空白

圖 目 錄

圖 1.1-1	GE235 航機主殘骸墜落於基隆河中	1
圖 1.1-2	GE235 航機失控撞擊環東大道上之計程車與高架護欄	5
圖 1.6-1	動力管理旋鈕及 ATPCS 按鈕.....	20
圖 1.6-2	ATPCS 之功能圖	20
圖 1.6-3	ATPCS 系統啓動後之動作順序	21
圖 1.6-4	模擬二號發動機自動順漿時之 EWD 顯示	22
圖 1.6-5	模擬 ENG 2 FLAME OUT AT TAKE OFF 程序之 EWD 顯示	23
圖 1.6-6	發動機扭力感測及指示	24
圖 1.6-7	ATR72-600 重心限制範圍	25
圖 1.11-1	兩具飛航紀錄器外觀圖	28
圖 1.11-2	GE235 CVR 之 CSMU 與基板連接外觀圖	29
圖 1.11-3	GE235 FDR 之 CSMU 與基板連接外觀圖	30
圖 1.11-4	GE235 航管雷達軌跡	31
圖 1.11-5	GE235 航班之 GPS 飛航軌跡、航管雷達軌跡、駕駛艙主要警告訊息與衛星影像套疊圖	32
圖 1.11-6	GE235 之飛航軌跡、關鍵事件與衛星影像及數值地形模型套疊圖 (1053:07.7 至 1053:59.7 時)	32
圖 1.11-7	GE235 最後 23 秒之飛航軌跡、關鍵事件與衛星影像及數值地形模型套疊圖	33
圖 1.12-1	殘骸打撈作業	37
圖 1.12-2	撈獲之航機殘骸 (1)	38
圖 1.12-3	撈獲之航機殘骸 (2)	38
圖 1.12-4	殘骸存放場地	39
圖 1.12-5	GE235 事故現場空照圖	40
圖 1.12-6	航機最後軌跡及撞擊位置	41

圖 1.12-7 搜救直昇機所拍攝之事故現場空拍圖.....	41
圖 1.12-8 擷取行車紀錄器影片之每秒畫面.....	42
圖 1.12-9 行車紀錄器影片之第 14 幅畫面.....	43
圖 1.12-10 行車紀錄器影片之第 17 幅畫面.....	43
圖 1.12-11 行車紀錄器影片之第 19 幅畫面.....	44
圖 1.15-1 乘員傷亡程度座位分布.....	46
圖 1.16-1 控制桿推桿啓動時之 PFD 顯示	50
圖 1.16-2 二號 AFU 電氣迴路連續性檢查	52
圖 1.16-3 接腳 J 及 A2 電路板連續性檢查	56
圖 1.16-4 接腳 33 及 34 光學（40 倍）及 SEM 影像.....	58
圖 1.16-5 Pin 33 焊接點切片影像	58
圖 1.16-6 Pin 34 焊接點切片影像	59
圖 1.16-7 AFU 端接頭（左）扭力感測器端接頭（右）	64
圖 1.16-8 AFU 扭力感測器線束接頭 X 光檢查	65
圖 1.16-9 二號 AFU 端線束接頭之接腳 H（左）及 J（右）	66
圖 1.16-10 二號發動機左側扭力感測器（序號 CH1468）外觀圖	68
圖 1.16-11 二號發動機左側扭力感測器（序號 CH1468）X 光圖	68
圖 1.16-12 二號發動機左側扭力感測器（序號 CH1457）外觀圖	69
圖 1.17-1 復興航務處組織圖	70
圖 1.18-1 松山機場 MUCHA TWO 離場航圖	119

英文縮語對照表

AC	Advisory Circular	民航通告
AD	Airworthiness Directive	適航指令
AFCS	Automatic Flight Control System	自動飛航控制系統
AFM	Airplane Flight Manual	航機飛航手冊
AFU	Auto Feather Unit	自動順漿單元
AIK	Accident Investigator's Kit	事故調查員工具
AIP	Aeronautical Information Publication	飛航指南
AMM	Airplane Maintenance Manual	航機維修手冊
ATC	Air Traffic Control	空中交通管制
ATIS	Automatic Terminal Information Service	終端自動廣播服務
ATPCS	Automatic Take off Power Control System	自動起飛動力控制系統
ATR	Avions de Transport Régional	ATR 飛機製造公司
AP	Autopilot	自動駕駛
ATPL	Air Transport Pilot License	民航運輸業駕駛員執照
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile (French aviation safety investigation agency)	法國航空失事調查局
CAA	Civil Aeronautics Administration	民用航空局
CAC	Core Avionic Cabinet	核心航空電子櫃
CAM	Cockpit Area Microphone	座艙區域麥克風
CAMP	Continuous Airworthiness Maintenance Program	持續適航維護計畫
CAS	Computed Airspeed	計算空速
CCA	Circuit Card Assembly	電路板組件
CDL	Configuration Difference List	外型差異手冊
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	可控飛行撞地
CG	Center of Gravity	重心
CL	Condition Lever	螺旋槳控制手桿
CMM	Component Maintenance Manual	組件維修手冊
CP	Check Pilot	檢定駕駛員
CRM	Crew Resource Management	組員資源管理
CSMU	Crash Survival Memory Unit	撞毀殘存記憶體單元
CVR	Cockpit Voice Recorder	座艙語音紀錄器

DCU	Data Collection Unit	資料收集單元
DD	Deferred Defect	延遲改正缺點
DE	Designated Examiner	委任檢定考試官
DU	Display Unit	顯示單元
EASA	European Aviation Safety Agency	歐洲航空安全署
ECL	Electronic Check List	電子式檢查表
EEC	Engine Electronic Control	發動機電子控制器
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System	增強型地面接近警告系統
EHSV	Electro Hydraulic Servo Valve	電動液壓伺服閥
EMAS	Engineering Material Arresting System	工程材料攔阻系統
EOSID	Engine Out Standard Instrument Departure	發動機失效標準離場程序
ETOPS	Extended Range Twin-Engine Operations	雙發動機延程作業
EWD	Engine Warning Display	發動機警告顯示
FAA	US Federal Aviation Administration	美國聯邦航空總署
FBS	Fixed Based Simulator	固定式模擬機
FCC	Flight Control Center	飛航管制中心
FCOM	Flight Crew Operations Manual	飛航組員操作手冊
FCTM	Flight Crew Training Manual	飛航組員訓練手冊
FD	Flight Director	飛航導引
FDR	Flight Data Recorder	飛航資料紀錄器
FFS	Full Flight Simulator	全功能飛行模擬機
FMA	Flight Mode Annunciator	飛航模式顯示器
FMS	Flight Management System	飛航管理系統
FO	First Officer	副駕駛員
FOD	Flight Operations Division	航務處
FODOM	Flight Operations Department Operations Manual	航務處作業手冊
FOM	Flight Operations Manual	航務手冊
FOQA	Flight Operations Quality Assurance	飛航操作品質保證
FTMM	Flight Training Management Manual	飛航訓練管理手冊
IAS	Indicated Air Speed	指示空速
ICAO	International Civil Aviation Organization	國際民航組織
IFR	Instrument Flight Rules	儀器飛航規則
IOE	Initial Operating Experience	初次航路操作經驗
IP	Instructor Pilot	教師駕駛員

LNAV	Lateral Navigation	水平導航
LOFT	Line Oriented Flight Training	線上導向飛行訓練
LVO	Low Visibility Operations	低能見度作業
MAC	Mean Aerodynamic Chord	平均空氣動力弦長
MCC	Maintenance Control Center	維修控制中心
MEL	Minimum Equipment List	最低裝備需求手冊
MMEL	Master Minimum Equipment List	主最低裝備需求手冊
METAR	Aerodrome Routine Meteorological Report	機場例行天氣報告
MFC	Multi Functional Computer	多功能電腦
MPC	Multi Purpose Computer	多用途電腦
MND	Ministry of National Defense	國防部
NM	Nautical Miles	海浬
NTSB	National Transportation Safety Board of United States	美國國家運輸安全委員會
NVM	Non-Volatile Memory	非揮發性記憶體
OBS	Observer	觀察員
OEB	Operational Evaluation Board	操作資格評估委員會
OEB	Operations Engineering Bulletin	操作工程通告
PBN	Performance Based Navigation	性能導航
PC	Proficiency Check	適職性考驗
PEC	Propeller Electronic Control	螺旋槳電子控制器
PF	Pilot Flying	操控駕駛員
PFD	Primary Flight Display	主要飛航顯示器
PIC	Pilot In-Command	機長
PL	Power Lever	油門手桿
PLA	Power Lever Angle	油門手桿角度
PM	Pilot Monitoring	監控駕駛員
PMI	Principal Maintenance Inspector	主任機務檢查員
PT	Proficiency Training	適職性訓練
PVM	Propeller Valve Module	螺旋槳閥門模組
PWC	Pratt & Whitney Canada	加拿大普惠公司
QAR	Quick Access Recorder	快速擷取紀錄器
QCC	Quality Control Center	品質控制中心
RAM	Runway Analysis Manual	跑道分析手冊

RCB	Reliability Control Board	可靠度控管會議
RTO	Reserved Take off	儲備起飛
RTOW	Regulated Take off Weight	規定起飛重量
RVSM	Reduced Vertical Separation Minimum	縮減垂直隔離空域作業
SAFB	Songshan Air Force Base	松指部
SB	Service Bulletin	技術通報
SDR	Service Difficulty Report	保養困難報告
SEM	Scanning Electron Microscope	掃描式電子顯微鏡
SID	Standard Instrument Departure	標準儀器離場程序
SIL	Service Information Letter	技術資料信函
SOP	Standard Operating Procedure	標準作業程序
SSCVR	Solid-State CVR	固態式座艙語音紀錄器
SSFDR	Solid-State FDR	固態式飛航資料紀錄器
TC	Transport Canada	加拿大運輸部
TCAS	Traffic Collision Avoidance System	空中防撞系統
TLB	Technical Log Book	維護工作紀錄簿
TNA	TransAsia Airways	復興航空公司
TQ	Torque	扭力
TRB	Technical Review Board	技術審查會議
TSB	Transportation Safety Board of Canada	加拿大運輸安全委員會
USA	United States of America	美利堅合眾國
UTAS	UTC Aerospace Systems	美國聯合科技集團所屬航太系統公司
VHF	Very High Frequency	特高頻
VHP	Virtual Hardware Platform	虛擬硬體平台
VMC	Visual Meteorological Conditions	目視天氣情況
YD	Yaw Damper	偏航阻尼器

第一章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 104 年 2 月 4 日，臺北當地時間約 1054 時¹，復興航空股份有限公司（復興）定期載客班機 GE235，一架 ATR72-212A（ATR72-600）型機，國籍標誌及登記號碼 B-22816，於初始爬升階段墜毀於距臺北松山機場 10 號跑道約 3 浬處之臺北市南港區基隆河段（如圖 1.1-1）。機上 43 名乘員罹難，包括 3 名飛航組員、1 名客艙組員及 39 名乘客；機上另有 1 名客艙組員及 13 名乘客重傷，1 名乘客輕傷。該機墜毀前，其左翼尖擦撞一輛行駛於環東大道的計程車，造成車內駕駛重傷及乘客輕傷。GE235 為一按儀器飛航規則（instrument flight rules, IFR）飛行之航班，自臺北松山機場出發，目的地為金門機場。



圖 1.1-1 GE235 航機主殘骸墜落於基隆河中

事故當天，飛航組員被派飛臺北松山至金門機場兩個來回，共四航段的航班。四段航班皆由兩位具正駕駛員資格的組員輪飛，並有另外一名副駕駛員擔任觀察員。第一段由松山機場飛往金門的 GE231 航班於上午 0744 時起飛，順利於 0850

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

時降落；第二個航段，由金門飛返松山機場的 GE232 航班則於 0917 時起飛，並順利於 1012 時降落。

第三航段（即事故航班）的 GE235 航班，預定於 1045 時由松山機場起飛飛往金門。由左座的正駕駛員 A 君擔任操控駕駛員（pilot flying, PF）並負責起飛；右座的正駕駛員 B 君擔任監控駕駛員（pilot monitoring, PM）；副駕駛員則坐在駕駛艙後方之觀察員席。

根據飛航資料紀錄器（flight data recorder, FDR）與座艙語音紀錄器（cockpit voice recorder, CVR）資料顯示，GE235 航班在上午 1051 時由松山機場 10 號跑道起飛，並以「MUCHA 2 Quebec」標準儀器離場程序（standard instrument departure, SID）離場飛往金門。航機在 1051:39 時開始起飛滾行後 4 秒（1051:43），監控駕駛員提及自動起飛動力控制系統（automatic take off power control system, ATPCS）並無備動。操控駕駛員回以「是喔²」然後又回應「好繼續起飛」，監控駕駛員回覆「我們繼續走喔」。7 秒後，監控駕駛員呼叫「喔有啊 a-t-p-c-s armed 有」，之後航機於 1052:01 時離地。起落架在達到正爬升率後收起，航機開始加速並持續爬升。組員的自動駕駛設定高度為 5,000 呎（ALT SEL 5,000，氣壓高度）、空速 115 洩/時³；左側第一套自動駕駛致動在水平導航（lateral navigation, LNAV）與指示空速（indicated airspeed, IAS）模式。1052:34 時當航機開始右轉並爬升通過 1,000 呎⁴時，松山塔臺指示 GE235 組員與臺北近場臺聯絡。

1052:38 時，當航機持續右轉並爬升通過 1,200 呎時，FDR 資料顯示一號發動機進入動力上調（uptrim）狀態，其供氣閥亦被關閉，ATPCS 之程序已開始啓動，對應之程序還包含二號發動機自動順槳⁵。此時，駕駛艙主要警告聲響響起，二號發動機螺旋槳葉片角度開始轉至順槳角度，駕駛艙內的發動機警告顯示（engine

² 斜體字表示引述原文字。

³ 本報告除非特別註明，所指的速度均為計算空速（CAS）。

⁴ 本報告所用高度如無特別註明，均為無線電高度。

⁵ 順槳係指在發動機故障時，螺旋槳葉片朝和氣流移動方向平行的方向旋轉，以減低阻力。

warning display, EWD) 亦出現「ENG2 FLAME OUT AT TAKE OFF」的程序。

1052:41 時，在航機爬升通過 1,300 呎時，自動駕駛被解除，3 秒後（1052:44）ATPCS 程序完成，二號發動機螺旋槳已完全順槳。1052:43 時操控駕駛員說「我把一號發動機收回來」，監控駕駛員回以「等一下 cross check」，但此時一號發動機油門手桿角度⁶已由 75 度被收至 66 度。之後兩位正駕駛員均宣告航機使用航向模式（heading mode）飛行；1052:51 時，航機以航向 131 度、速度 106 蘭/時爬升通過 1,485 呎時，自動飛行控制系統（automatic flight control system, AFCS）顯示使用航向（HDG SEL）模式與指示空速（indicated air speed, IAS）模式。1052:57 時，航向被調整至 092 度，航機開始以空速 106 蘭/時左轉。

1053:00 時，監控駕駛員說「好 engine flameout check」，操控駕駛員回以「check」後監控駕駛員又繼續說「check up trim 有 auto feather 有」。1053:05 時操控駕駛員回答「好」，幾乎在同時間，因為航機速度下降到 101 蘭/時，監控駕駛員也說了「注意速度」。操控駕駛員接著又說「number one 收回來」後，一號發動機油門手桿角度被收至 49 度；就在此時監控駕駛員回應說「好 現在確定是二號 engine flameout」，操控駕駛員回答「好」，但是一號發動機油門手桿角度仍然維持在 49 度。

1053:09 時，航機爬升至本航段記錄到的最高高度 1,630 呎，空速為 102 蘭/時；此時 AFCS 中的指示空速模式被切換到俯仰角保持模式⁷（PITCH HOLD）。一秒後駕駛艙內的失速警告聲短暫響起一秒鐘，操控駕駛員說「有地摩」，監控駕

⁶ 發動機油門手桿角度訊號係由 MFCU 角度得來並記錄在 FDR 中。

⁷ 根據 ATR 原廠資料，ATR72 之 IAS 模式包含二子模式：起飛子模式（take off sub-mode）及巡航子模式（cruise sub-mode）。此二子模式為系統內部之導引邏輯。航機離地後 2 秒鐘接通 IAS 起飛子模式，離地後 3 分鐘由 IAS 巡航子模式接替。IAS 起飛子模式主要維持 IAS 的目標速度，但亦須確保航機最小之上升斜率。相較於「IAS 控制邏輯」，最小上升斜率是由「飛航軌跡角度（flight path angle, FPA）保護邏輯」所監控。當 FPA 保護邏輯超越 IAS 控制邏輯時，代表航機已無足夠動能可依選擇之速度，並保持最小之上升斜率繼續爬升。當發生此種情況持續 20 秒，IAS 模式會自動切斷，並回復到俯仰角保持（PITCH HOLD）模式。

駕駛員說「好 低...」，觀察員也說「你低了」。1053:13 時，失速警告聲響起 4 秒鐘，控制桿抖桿機制⁸也同時作動，監控駕駛員回應「好 推 推回」，操控駕駛員則回「shut」，監控駕駛員又說「等一下... 油門」、「油門」。

在 1053:13 時與 1053:15 時之間，二號發動機油門手桿角度被推至 86 度，而一號發動機油門手桿角度被收至 34.5 度左右（怠速位置）。1053:18 時，航機航向為 087 度且持續以 10 至 20 度的滾轉角左轉，並以 101 趼/時的速度下降通過 1,526 呎。1053:19 時，操控駕駛員說了「number one」後又接續說「feather shut off」，監控駕駛員則說「number..feather」，之後航機的控制桿抖桿與推桿機制⁹均作動了數秒鐘直到 1053:27 時為止。1053:24 時，FDR 記錄一號發動機螺旋槳控制手桿被移至斷油位置，6 秒後一號發動機的槳葉已完全順槳，此時航機是以 110 趼/時的速度下降通過 1,165 呎。

1053:35 時，監控駕駛員向航管宣告緊急狀況 (mayday)，此時航機航向為 050 度並開始右轉。在 1053:46 時與 1054:04 時之間，飛航組員曾兩次嘗試重新接上自動駕駛但均未成功。1053:53 時，觀察員說「怎麼這樣子勒」。1054:05 時，監控駕駛員說「兩邊都沒有...」，兩秒後又說「沒有 engine flameout both sides 都沒有了」；4 秒後（1054:09 時），在航機高度 545 呎、速度 105 趼/時的時候，操控駕駛員說「重新開車」，之後又重複說了 7 次「重新開車」。

1054:20 時，一號發動機螺旋槳控制手桿離開斷油位置；1054:25 時，在航機高度與速度分別為 400 呎及 106 趼/時，一號發動機的高壓渦輪轉速 (NH1) 增至 30%，航機開始向左滾轉。1054:27 時，操控駕駛員說「哇油門收錯了」，此時航機進入失速狀態，至最後都無法恢復正常姿態。

1054:34 時，航機的增強型地面接近警告系統 (enhanced ground proximity

⁸ 控制桿抖桿機制為航機失速警告系統的一部分，會在航機接近空氣動力失速狀態時，以電動馬達作動的方式快速震動控制桿以警告組員。

⁹ 在航機進入空氣動力失速狀態時，控制桿推桿機制會作動以降低航機的攻角角度。

warning system, EGPWS) 發出「pull-up」警告聲；1秒後（1054:35 時）航機左滾轉角由 10 度快速增加至 80 度，之後航機的左翼尖擦撞一輛行駛在環東大道上的計程車，接著撞上位於事故地點基隆河西南方之高架橋護欄與一盞路燈（如圖 1.1-2）。航機之後持續向左滾轉並以機腹朝上姿態撞擊基隆河面。



圖 1.1-2 GE235 航機失控並撞擊環東大道上之計程車與高架護欄

1.2 人員傷害

該機共搭載 58 名人員，包含飛航組員 3 名、客艙組員 2 名及乘客 53 名。其中 4 名組員及 39 名乘客死亡，13 名乘客及 1 名客艙組員重傷，1 名乘客輕傷。

該機墜河前，左翼撞擊一輛正在高架道路上行駛的計程車，計程車司機重傷，搭乘該車之唯一乘客輕傷。

表 1.2-1 傷亡統計表

傷亡情況	飛航組員	客艙組員	乘客	其他	小計
死亡	3	1	39	0	43
重傷	0	1	13	1	15
輕傷	0	0	1	1	2
無傷	0	0	0	不適用	0
總人數	3	2	53	2	60

1.3 航空器損害情況

航機因墜落河面之撞擊力量以致機身全毀。

1.4 其他損害情況

一輛行駛於高架道路之計程車，遭受航機左翼撞擊以致嚴重損壞。部分高架道路圍籬、護欄及照明燈柱亦遭受損害。

1.5 人員資料

1.5.1 駕駛員經歷

1.5.1.1 正駕駛員 A 君

正駕駛員 A 君為中華民國籍，曾任空軍軍事駕駛員，退役後於民國 98 年 9 月進入國內某航空公司，並自 9 月至次年 3 月接受空中巴士 A330 之機種轉換訓練。因其未達換裝標準而未完訓，繼而於當年（99 年）3 月離職。

正駕駛員 A 君於民國 99 年 8 月加入復興，並於次年 2 月完成 ATR72-500 型機副駕駛員初始訓練，開始擔任該機隊副駕駛員。民國 103 年 8 月正駕駛員 A 君完成 ATR72-500 型機升等訓練，升任該型機正駕駛員。其於同年 11 月完成 ATR72-600 型機之正駕駛員差異訓練，轉至該機隊擔任正駕駛員。

正駕駛員 A 君至本次事故發生時為止之總飛航時間為 4,914 小時，其中包含 3,151 小時之 ATR72-500 型機飛航時間及 250 小時之 ATR72-600 型機飛航時間。

正駕駛員 A 君持有中華民國飛機民航運輸業駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「*ATR72-500/600, 陸上, 多發動機 Multi-Engine, Land 具有於航空器上無線電通信技能及權限 Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft*」，特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力等級四」。

1.5.1.2 正駕駛員 B 君

正駕駛員 B 君為中華民國籍，於民國 95 年 6 月進入復興，並於次年 8 月完成 ATR72-500 型機副駕駛員訓練，開始擔任該機隊副駕駛員。民國 100 年 9 月完成 ATR72-500 型機升等訓練，升任該型機正駕駛員。民國 103 年 2 月完成 ATR72-600 型機之正駕駛員差異訓練，轉至該機隊擔任正駕駛員。

正駕駛員 B 君至本次事故發生時止之總飛航時間為 6,922 小時，其中包含 5,687 小時之 ATR72-500 型機飛航時間及 794 小時之 ATR72-600 型機飛航時間。

正駕駛員 B 君持有中華民國飛機民航運輸業駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「*ATR72-500/600, 陸上, 多發動機 Multi-Engine, Land 具有於航空器上無線電通信技能及權限 Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft*」，特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力等級六」。

1.5.1.3 副駕駛員

副駕駛員為中華民國籍，曾於其他航空公司擔任 MD-82 型機之正駕駛員。於

民國 97 年 10 月加入復興，並於次年 11 月完成 ATR72-500 型機副駕駛員轉換訓練，開始擔任該機隊副駕駛員；民國 104 年 1 月開始接受 ATR72-600 型機之差異訓練，至事故發生時尚未完訓。

副駕駛員至本次事故發生時止之總飛航時間為 16,121 小時，其中包含 7,911 小時之 MD-82 型機飛航時間，5,306 小時之 ATR72-500 型機飛航時間及 8 小時之 ATR72-600 型機飛航時間。

副駕駛員持有中華民國飛機民航運輸業駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「*ATR-72-500/600, MD-80s、陸上，多發動機 Multi-Engine, Land，具有於航空器上無線電通信技能及權限 Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft*」，特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力等級四」。

表 1.5-1 駕駛員基本資料表

項目	正駕駛員 A 君	正駕駛員 B 君	副駕駛員
性別	男	男	男
事故時年齡	42	45	63
進入公司日期	民國 99 年 8 月 16 日	民國 95 年 6 月 5 日	民國 97 年 10 月 4 日
航空人員類別	飛機民航運輸駕駛員	飛機民航運輸駕駛員	飛機民航運輸駕駛員
檢定項目	ATR72-600	ATR72-600	ATR72-600
到期日期	民國 108 年 11 月 4 日	民國 107 年 12 月 29 日	民國 106 年 6 月 22 日
體檢種類	甲類駕駛員	甲類駕駛員	甲類駕駛員
終止日期	民國 104 年 3 月 31 日	民國 104 年 3 月 31 日	民國 104 年 2 月 28 日
總飛航時間	4,914 小時 51 分	6,922 小時 58 分	16,121 小時 57 分
事故機型飛航時間	250 小時 44 分	794 小時 55 分	8 小時 6 分
最近 12 個月飛航時間	877 小時 29 分	788 小時 27 分	888 小時 46 分
最近 90 日內飛航時間	246 小時 30 分	202 小時 23 分	165 小時 51 分
最近 30 日內飛航時間	82 小時 38 分	68 小時 21 分	9 小時 52 分
最近 7 日內飛航時間	18 小時 15 分	22 小時 42 分	8 小時 6 分
事故前 24 小時內 已飛時間	4 小時 42 分	4 小時 42 分	0 小時 0 分
事故前休息時間	16 小時 35 分	16 小時 35 分	20 小時 30 分

1.5.2 駕駛員訓練紀錄

1.5.2.1 正駕駛員 A 君

某航空公司之初始訓練

正駕駛員 A 君曾自民國 98 年 9 月至 99 年 3 月，於某航空公司接受 A330 型機之初始換裝訓練。受訓期間曾因技術及知識面之缺失而接受包括增加 14 小時之地面學科、8 小時之維修/飛行訓練設備（MFTD¹⁰）訓練、2 次口試、1 次面試及 3 次技術審查會議（TRB¹¹）。此外，正駕駛員 A 君曾於模擬機訓練階段，有 4 位飛航教師為增進其飛航能力，要求補強固定式模擬機（FBS¹²）及全功能飛行模擬機（FFS¹³）之訓練。

正駕駛員 A 君雖經上述補強訓練，仍未達公司訓練之要求標準，因而訓練部門於民國 99 年 3 月 30 日決定中止其訓練。正駕駛員 A 君相關未達標準之項目如下：

- *Multi-Tasks handling/management ability was not able to catch flight progress, left behind aircraft was observed from time to time;*
- *Insufficient situational awareness and confidence. Unable to prioritize and make correct decisions in both normal and abnormal situation; and*
- *Lack of resistance to stress. Unsteady performance under high workload situations. Unable to handle multi-task at the same time.*

(譯如下：)

- 經觀察，常有同時處理多項工作之能力與管理無法跟上飛航進度的現象。
- 狀況警覺及信心不足，於處理正常及不正常狀況時未能分辨優先順序並做正確決定。

¹⁰ MFTD: maintenance/flight training device.

¹¹ TRB: technical review board.

¹² FBS: fixed based simulator.

¹³ FFS: full flight simulator.

- 於高負荷之工作狀況下表現不穩定，抗壓性不佳。無法兼顧同時發生之事件。

。

復興之初始訓練

正駕駛員 A 君於民國 99 年 8 月 16 日至 100 年 2 月 18 日接受 ATR72-500 型機機種初始訓練，順利完成，並於同年 3 月 4 日通過副駕駛員航路考驗。

升等訓練

正駕駛員 A 君於民國 103 年 4 月 14 日開始接受 ATR72-500 型機升等訓練，順利完成地面學科及模擬機訓練，但未通過 5 月 31 日之模擬機考驗，不及格之課目為不正常發動機啓動、雙液壓系失效及單發動機進場重飛；檢定駕駛員對其考驗之評語如下：

- 檢查程序不完整，執行不確實
- QRH (快速參考手冊) 不甚了解 (*ENG FLAME OUT AT T/O, BOTH HYD SYS LOSS*)
- S/E GO AROUND 油門未加滿 (*TQ 保持 65%*)
- 5 邊進場高度 400呎以下，*ENG FIRE* 未按 SOP 執行
- 座艙管理及飛航計畫待加強

復興於民國 103 年 6 月 19 日曾召開技術審查會討論正駕駛員 A 君之狀況，結果決議於 29 日及 30 日對正駕駛員 A 君重新施以一課之模擬機訓練，之後再行考驗；由具資深教師駕駛員及檢定駕駛員資格之航務處協理擔任模擬機訓練之教官，機隊總機師擔任考試官。正駕駛員 A 君經此加課訓練後並通過考試，而於同年 7 月 1 日晉升為正駕駛員。

正駕駛員 A 君於民國 103 年 7 月 2 日至 8 月 10 日間接受航路訓練；施訓之教師駕駛員評語如下：

- 容易緊張，執行發動機啓動程序時，有口誤狀況。

- 口試時，於問及雙發動機電子控制組失效，及於起飛到達 V1 速度後發動機失效之處置時，因相關知識不足而有猶豫現象。
- 口試時，回答煙霧程序顯得緊張及無信心。
- 某些程序之檢查及執行不完整。
- 面臨應做決定之情況時顯得猶豫。
- 飛航計畫應加強。

差異訓練

正駕駛員 A 君於民國 103 年 10 月 27 日至 31 日期間，參加為期一周之 ATR72-500/600 差異訓練課程，受訓地點為 ATR 設於新加坡之 ATR 型機訓練中心。課程包含地面學科及模擬機，航路訓練則於國內實施。

正駕駛員 A 君前 4 日之地面學科訓練係使用虛擬硬體平台（virtual hardware platform, VHP）執行，評語為「*Progress is Normal*」（進度正常）及「*Good Job*」（做得好），但於最後一日全功能模擬機訓練後，評語為「*check EFATO¹⁴ call out and Task sharing and GA¹⁵ Single Engine*」（起飛時發動機失效之呼叫/分工及單發動機重飛）；其訓練紀錄並記有：「*MAY NEED extra training¹⁶*」（可能需再多一點訓練）。

正駕駛員 A 君上述需改進處，經模擬機重新考驗經評定為「*Satisfactory - all STD¹⁷*」，通過該型機之考驗，而於民國 103 年 11 月 2 日獲 ATR72-600 型機之正駕駛員資格。之後其於同年 11 月 11 日通過該型機之航路考驗，開始擔任該型機之正駕駛員。

¹⁴ EFATO: engine flame out at take off.

¹⁵ GA: go-around （重飛）為飛機最後進場時放棄落地。

¹⁶ ATR 公司表示「*MAY NEED extra training*」之評語用在教師強調，在確定為合格或訓練完成之前，受訓者某些項目需要多一點訓練。這無須額外的訓練時間，只要在下次的正常訓練或測試時由教師本人或其他教師來確認都可以。其評估之後可能有兩種結果，該受訓駕駛員的表現令人滿意，則不需要額外的訓練；或者該員表現仍不足，則需要額外的訓練。

¹⁷ STD: standard. 表示該駕駛員符合所要求的標準。

年度複訓

正駕駛員 A 君最近一次之年度複訓及考驗係與其 103 年度之升訓及差異訓練合併實施，紀錄顯示其符合相關要求標準。

1.5.2.2 正駕駛員 B 君

初始訓練

正駕駛員 B 君於民國 96 年 3 月 22 日開始接受 ATR72-500 型機副駕駛員之初始訓練，內容包含：基本地面學科、該型機之型別地面學科、觀察飛行、模擬機、空域飛航及初始航路作業訓練等六階段。其於同年 8 月 14 日獲該型機副駕駛員資格，無不正常之訓練紀錄。

升等訓練

正駕駛員 B 君於民國 100 年 6 月 27 日開始接受 ATR72-500 型機之升等訓練，內容包含：地面學科、模擬機及航路訓練。其於同年 9 月 3 日完訓並獲該型機正駕駛員資格，無不正常之訓練紀錄。

差異訓練

正駕駛員 B 君於民國 103 年 12 月 16 日參加 ATR72-500/600 之差異訓練課程，受訓地點為 ATR 設於新加坡之 ATR 型機訓練中心，課程包含地面學科及模擬機，其航路訓練則於國內實施。於同年 12 月 21 日完成模擬機差異訓練之考驗，並於民國 103 年 2 月 25 日完成航路訓練；依據經歐盟航空局（JAA¹⁸）認證之施訓教官對正駕駛員 B 君之評語，認為該員訓練之表現正常，符合標準。無不正常之訓練紀錄。

年度複訓

¹⁸ JAA: European Joint Aviation Authorities.

正駕駛員 B 君於民國 103 年 12 月 4 日，完成 8 小時之地面學科複訓；含惡劣天候操作、正常/不正常程序，包括操控/監控駕駛員及其他組員之分工、操控轉換、使用檢查卡之一致性、強調維持飛機操控、導航及溝通之優先順序、正確使用自動飛航控制系統、對系統失效之正確處置及航機系統型別與限制等。

正駕駛員 B 君最近一次之適職性訓練 (proficiency training, PT) 係於民國 103 年 12 月 6 日執行，訓練課目包括：失速改正、不正常姿態改正及起飛時發動機熄火；依據經歐盟航空局認證之施訓教官對該員訓練之評語為：滿意及正常。

正駕駛員 B 君最近一次之適職性考驗 (proficiency check, PC) 係於民國 103 年 12 月 7 日執行，且通過該考驗。其訓練之評語為：所有飛航及程序均依標準操作、緊急狀況處理及組員資源管理正常。其最近一次之航路考驗係於民國 103 年 2 月 25 日，與差異訓練之航路訓練合併實施，正常完訓。

1.5.2.3 副駕駛員

轉換訓練

副駕駛員曾任國內某航空公司 MD-82 型機正駕駛員，進入復興後係以副駕駛員晉用。

副駕駛員於民國 97 年 6 月 16 日開始接受 ATR72-500 型機副駕駛員之轉換訓練，內容包含：地面學科、航路觀察、模擬機、空域飛航及航路訓練。其於模擬機考驗時未達及格標準；考試官對其之評語為：未能正確判斷不正常之發動機啓動，未適切處置標準呼叫、發動機失效、發動機火警、發動機啓動及重飛之課目。

副駕駛員經補強訓練後，於民國 97 年 9 月 19 日通過模擬機之考驗，並於同年 11 月 8 日完成 ATR72-500 型機副駕駛員之轉換訓練及航路考驗。

年度複訓

副駕駛員於民國 103 年 9 月 12 日，完成 8 小時之地面學科複訓；含惡劣天候操作、正常/不正常程序，包括操控/監控駕駛員及其他組員之分工、操控轉換、使用檢查卡之一致性、強調維持飛機操控、導航及溝通之優先順序、正確使用自動飛航控制系統、對系統失效之正確處置及航機系統型別與限制等。

副駕駛員最近一次之適職性訓練及考驗係分別於民國 103 年 9 月 17 日及 18 日執行，訓練課目含有：失速改正、不正常姿態改正及起飛時發動機熄火；其訓練之結果合格並通過考驗，該員亦於民國 103 年 11 月 26 日完成年度之航路考驗。

差異訓練

副駕駛員於民國 104 年 1 月 12 日參加為期一周之 ATR72-500/600 之差異訓練課程，受訓地點為 ATR 設於新加坡之 ATR 型機訓練中心，課程包含地面學科及模擬機，其航路訓練則於國內實施。

其於同年 1 月 19 日完成模擬機差異訓練之考驗，檢定駕駛員評語為：需要時間熟悉該型機，因而強烈建議該員與具經驗之正駕駛員同組飛航。

副駕駛員至事故發生時止，仍正進行差異訓練之航路訓練，該事故航班即為其觀察飛航之訓練航班。

1.5.3 駕駛員醫療紀錄

1.5.3.1 正駕駛員 A 君

民航局發給正駕駛員 A 君之體格檢查證種類為甲類駕駛員，發證日期為民國 103 年 9 月 3 日，體檢及格證限制欄內註記為「視力需戴眼鏡矯正」。

1.5.3.2 正駕駛員 B 君

民航局發給正駕駛員 B 君之體格檢查證種類為甲類駕駛員，發證日期為民國

103 年 9 月 12 日，體檢及格證限制欄內無註記。

1.5.3.3 副駕駛員

民航局發給副駕駛員之體格檢查證種類為甲類駕駛員，發證日期為民國 103 年 10 月 2 日，體檢及格證限制欄內註記為「視力需戴眼鏡矯正」。

1.5.4 駕駛員事故前 72 小時活動

1.5.4.1 正駕駛員 A 君

2 月 1 日： 0640 時至松山機場報到執行表定航班任務，由松山起飛到金門，返回松山，再飛金門，返回松山機場。總共飛行時間 4 小時 26 分鐘。於 1405 時任務結束。

2 月 2 日： 休假。

2 月 3 日： 0640 時至松山機場報到執行表定航班任務，由松山起飛到金門，返回松山，再飛金門，返回松山機場。總共飛行時間 4 小時 30 分鐘。於 1405 時任務結束。

2 月 4 日： 0640 時至松山機場報到執行任務。

1.5.4.2 正駕駛員 B 君

2 月 1 日： 1320 時至松山機場報到執行表定航班任務，由松山起飛到金門，返回松山，再飛花蓮，返回松山機場。總共飛行時間 3 小時 44 分鐘。於 1935 時任務結束。

2 月 2 日： 休假。

2 月 3 日： 0640 時至松山機場報到執行表定航班任務，由松山起飛到金門，返回松山，再飛金門，返回松山機場。總

共飛行時間 4 小時 30 分鐘。於 1405 時任務結束。

2 月 4 日： 0640 時至松山機場報到執行任務。

1.5.4.3 副駕駛員

2 月 1 日： 休假。

2 月 2 日： 於 0830 時前往辦公室自修，至 1730 回家。

2 月 3 日： 休假。

2 月 4 日： 0640 時至松山機場報到執行任務，擔任觀察員。

1.6 航空器資料

1.6.1 航空器與發動機基本資料

事故航空器基本資料如表 1.6-1。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料表（統計至民國 104 年 2 月 4 日）	
國籍	中華民國
國籍標誌及登記號碼	B-22816
機型	ATR72-212A ¹⁹
製造廠商	ATR-GIE Avions de Transport Regional
出廠序號	1141
出廠日期	民國 103 年 4 月 14 日
交機日期	民國 103 年 4 月 14 日
所有人	復興航空股份有限公司
使用人	復興航空股份有限公司
適航證書編號	103-1271
適航證書有效期限	民國 104 年 3 月 31 日

¹⁹ ATR72-212A 為該型機設計型號，配備傳統儀表之銷售型號為 ATR72-500，配備新式儀表之銷售型號為 ATR72-600，事故航空器為 ATR72-600 型。

總使用時數	1,627 小時 05 分
總落地次數	2,356 次
上次定檢種類及日期	A4 檢查/104 年 1 月 26 日
上次定檢後使用時數	44 小時 50 分
上次定檢後落地次數	64 次

事故航機裝有 2 具普惠加拿大 (Pratt & Whitney Canada, P&WC) 公司生產之 PW127M 型發動機，基本資料詳表 1.6-2。

表 1.6-2 發動機基本資料

發動機基本資料表 (統計至民國 104 年 2 月 4 日)		
編號/位置	No. 1/左	No. 2/右
製造商	PWC	PWC
型號	PW127M	PW127M
序號	ED0913	ED0814
製造日期	民國 103 年 5 月 9 日	民國 102 年 11 月 19 日
裝機日期	民國 103 年 8 月 16 日	民國 103 年 2 月 7 日
裝機後使用時數	829 小時 31 分	1,627 小時 05 分
裝機後使用週期	1,240 次	2,356 次
上次維修內容及日期	A4 檢查 104 年 1 月 26 日	A4 檢查 104 年 1 月 26 日
上次維修後總使用時數	44 小時 50 分	44 小時 50 分
上次維修後總使用週期	64 次	64 次

1.6.2 維修相關紀錄

查閱該機事故航班前之維修紀錄，顯示該機自松山機場簽派時，該機無最低裝備需求手冊 (minimum equipment list, MEL²⁰) 之故障項目，亦無無缺點報告或延遲改正事項；另審閱該機相關維修文件，檢查之文件包含下列：

- 該機交機後至事故發生當日之維護工作紀錄簿 (technical log book, TLB)。
- 事故發生前 6 個月之飛行前檢查、每日檢查及過境檢查。

²⁰ 最低裝備需求手冊條列出航空器派飛時，在特定條件下可允許失效之裝備或系統。最低裝備需求手冊須由航機使用人所屬國之核可，當飛機於地面派飛時若有機上之儀表、裝備或系統失效，機長可運用該手冊以判斷是否繼續該次飛行任務。

- 最近一次定期檢查（A4 檢查）。

查閱結果顯示該機無有關二號發動機自動順槳系統之異常登錄。

審視事故航機之延遲改正缺點（deferred defect, DD）、適航指令（airworthiness directives, ADs）及技術通報（service bulletins, SBs），該機之延遲改正缺點紀錄管控行符合民航局之規定，且其延遲改正缺點紀錄亦無與二號發動機自動順槳系統相關之項目；另該機有關適航指令及技術通報之執行亦符合規定。

1.6.3 螺旋槳系統

事故航機裝置漢彌頓標準（Hamilton Standard）568F-1 型螺旋槳，該螺旋槳具可變式螺距，液壓機械式控制，可設於反槳或順槳構型。依據飛機維修手冊（第38更新版，更新日期民國103年12月1日），該螺旋槳操作模式包括：速度調整模式、相位同步、螺距調整模式，及順槳/非順槳模式。

順槳之操作如下：

- 若發動機失效時，以螺旋槳控制手桿手動操作；
- 於起飛爬升時，若一具發動機發生扭力減少，可自動啓動；
- 若發動機失火時，可以滅火手桿手動操作；
- 於維修作業時，可以手動操作。

1.6.4 自動起飛動力控制系統

自動起飛動力控制系統（ATPCS）是推力系統之子系統。ATPCS 被設計用於飛機起飛或進場降落時，若發動機扭力降至額定值 18.5%以下時，即可將螺旋槳自動順槳。自動順槳邏輯及控制電路亦提供自動順槳「備動」及「互鎖」的功能，互鎖是指當啓動一具螺旋槳自動順槳時，則另一具螺旋槳將被鎖住不被順槳，可防止正常運作中的螺旋槳同時被自動順槳。該系統同時亦提供動力上調（uptrim, 發動機動力增加）訊號至另具正常運作中的發動機。

ATPCS 與裝置在發動機上之自動順槳單元 (auto feather unit, AFU) 一起配合操作。AFU 具有處理發動機扭力訊號及自動順槳/動力上調之邏輯功能等，並傳送訊號到多功能電腦 (multi-functions computer, MFC)。再由 MFC 傳送訊號到發動機電子控制器 (engine electronic control, EEC) 來增加動力，使動力由起飛 (take off, TO) 動力增加至儲備起飛 (reserved take off, RTO) 動力。MFC 並傳送訊號至裝在螺旋槳閥模組 (propeller valve module, PVM) 之順槳電磁閥，及裝在各發動機減速齒輪箱之順槳電動泵。

在駕駛艙的相關控制，包括：位於駕駛艙中央儀表板之 ATPCS 按鈕開關（詳圖 1.6-1），油門手桿 (power lever, PL) 位置及位於駕駛艙控制檯上之測試旋鈕。ATPCS 系統若要處於「備動」狀態，必須同時滿足下列所有條件（詳圖 1.6-2）：

- 動力管理 (power management, PWR MGT) 旋鈕開關置於起飛位置 (take off, TO)；
- 自動起飛動力控制系統按鈕開關按下；
- 一、二號發動機扭力大於 46.2%；以及
- 兩只油門手桿角度皆大於 49 度。



圖 1.6-1 動力管理旋鈕及 ATPCS 按鈕

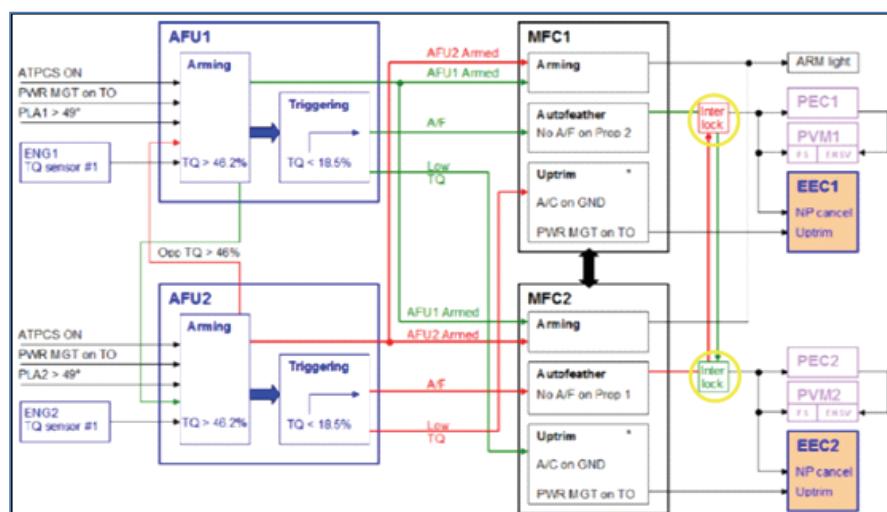


圖 1.6-2 ATPCS 之功能圖

ATPCS 系統之狀態係由位於駕駛艙中央儀表板上 ATPCS 按鈕開關之「ARM」（備動）之指示燈顯示。當備動完成時，ATPCS 系統之「ARM」指示綠燈亮起。若一具發動機扭力低於 18.5%，則 ATPCS 系統會傳送一個「uptrim」（上調，發動機動力增加）指令至另一具發動機。上調結果使另具正常操作之發動機由起飛（TO）動力增加至儲備起飛（RTO）動力。於 2.15 秒後，由 PVM 順槳電磁閥及螺旋槳電子控制器（propeller electronic control, PEC）控制 PVM 之電動液壓伺服閥（electro hydraulic servo valve, EHSV），同時致動使該具故障發動機自動順槳。該互鎖系統則防止將另具正常操作之發動機自動順槳之功能，以確保兩具發動機不可於同時順槳之狀況。當 ATPCS 系統被啓動時，其技術事件之發展時序詳圖 1.6-3。

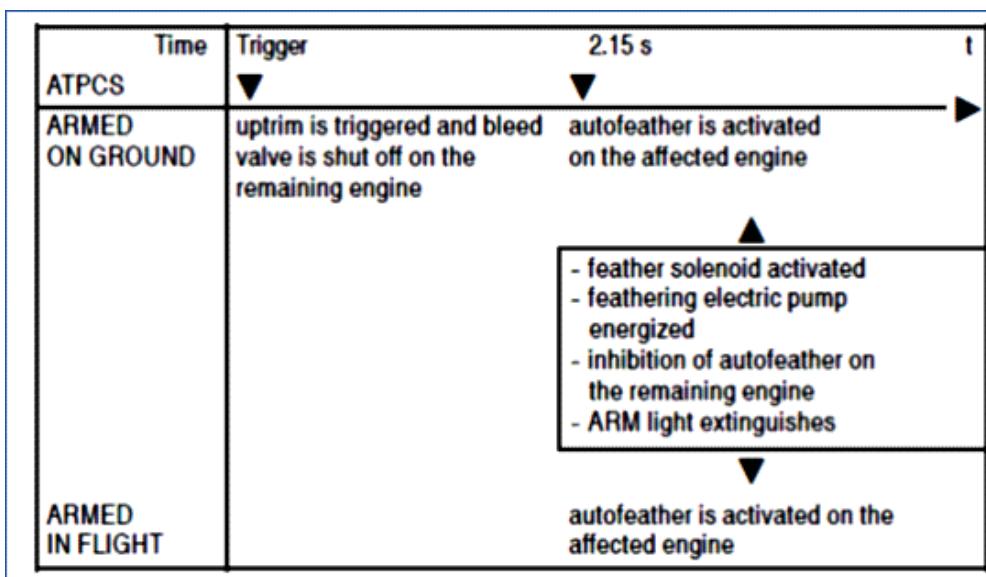


圖 1.6-3 ATPCS 系統啓動後之動作順序

一旦 ATPCS 系統動作順序被啓動後，只有下列情況才能取消：動力管理(PWR MGT) 旋鈕不在於「TO」（起飛）位置，ATPCS 按鈕選在「OFF」（關閉）位置，或將兩只油門手桿(PL) 角度拉回至 49° 以下。當 ATPCS 系統動作順序啓動時，該發動機及警告顯示器(EWD)將於正常操作發動機扭力指示上方顯示「UP TRIM」，於故障發動機螺旋槳指示下方顯示「AUTO FTR」，EWD 並且會顯示「ENG1 (2) FLAME OUT AT TAKE OFF」（一號（二號）發動機起飛時熄火）之故障處

置程序。圖 1.6-4 及圖 1.6-5 為模擬二號發動機自動順槳時 EWD 之顯示及「ENG 2 FLAME OUT AT TAKE OFF」之故障處置程序。



圖 1.6-4 模擬二號發動機自動順槳時之 EWD 顯示²¹

²¹ 依 ATR 72 飛航組員操作手冊 (FCOM)，發動機扭力顯示 (TQ%) 包含數字顯示和類比指針顯示。數字顯示扭力的數字值，如在綠色區，則數字顯示為綠色；如在琥珀色區，則顯示為琥珀色 (amber)；如高於琥珀色區的限制，則顯示紅底白字。類比指針之顯示，如果扭力值低於 100% (綠色區)，則顯示為綠色；在 100-106% (琥珀色區) 之間，則顯示為琥珀色；如果扭力大於 106%，則顯示為紅色。當一發動機發生熄火時，正常運作的發動機將會增加 10%的扭力 (RESERVE TAKE OFF，儲備起飛)，使扭力達到 100%，而正常起飛扭力為 90%。使用儲備起飛馬力時，扭力指示可能會超過 100%，但不會超過 106.3%。

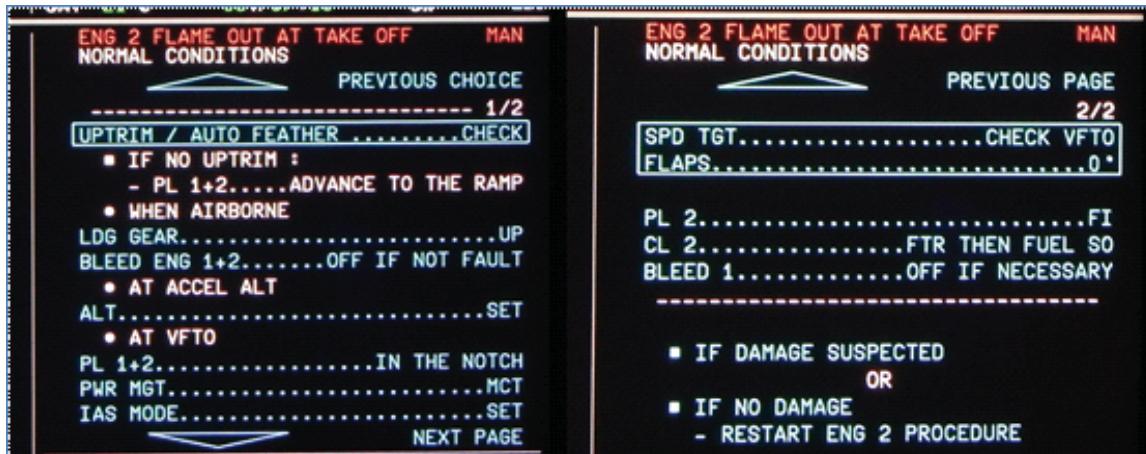


圖 1.6-5 模擬 ENG 2 FLAME OUT AT TAKE OFF 程序之 EWD 顯示

1.6.5 發動機扭力偵測及指示

發動機扭力為發動機動力狀態的其中一項指示，每具發動機在減速齒輪箱機匣上裝置有兩只扭力偵測器以偵測發動機所產生之扭力值。

如圖 1.6-6 所示，一號（左）及二號（右）扭力偵測器所測得之訊號，會分別被傳送到自動順槳單元（AFU）及發動機電子控制器（EEC），在此轉換成扭力值指示，此扭力數據再被傳送至一號及二號核心航空電子櫃（core avionic cabinet, CAC1 及 CAC2）。AFU 之扭力訊號及一直流 5 伏特參考電壓供應至 CAC 後，再以 ARINC429²²資料傳輸格式傳送到顯示器單元（display unit, DU），以類比圖形方式顯示扭力值；數字指示則由 EEC 以 ARINC429 資料傳輸格式傳送到顯示器單元，數字格式之扭力值亦同時被傳送至多用途電腦（MPC），使固態式飛航紀錄器（solid state flight data recorder, SSFDR）可經由 ARINC429 撷取扭力值。

²² ARINC 429 為數位資訊傳輸系統，一種航空電子之數位資料匯流排傳輸標準，大部分運用在先進商用運輸機航電儀器間之區域網路，此標準規範使用兩條傳輸線之實體和電氣介面資料傳輸規範。

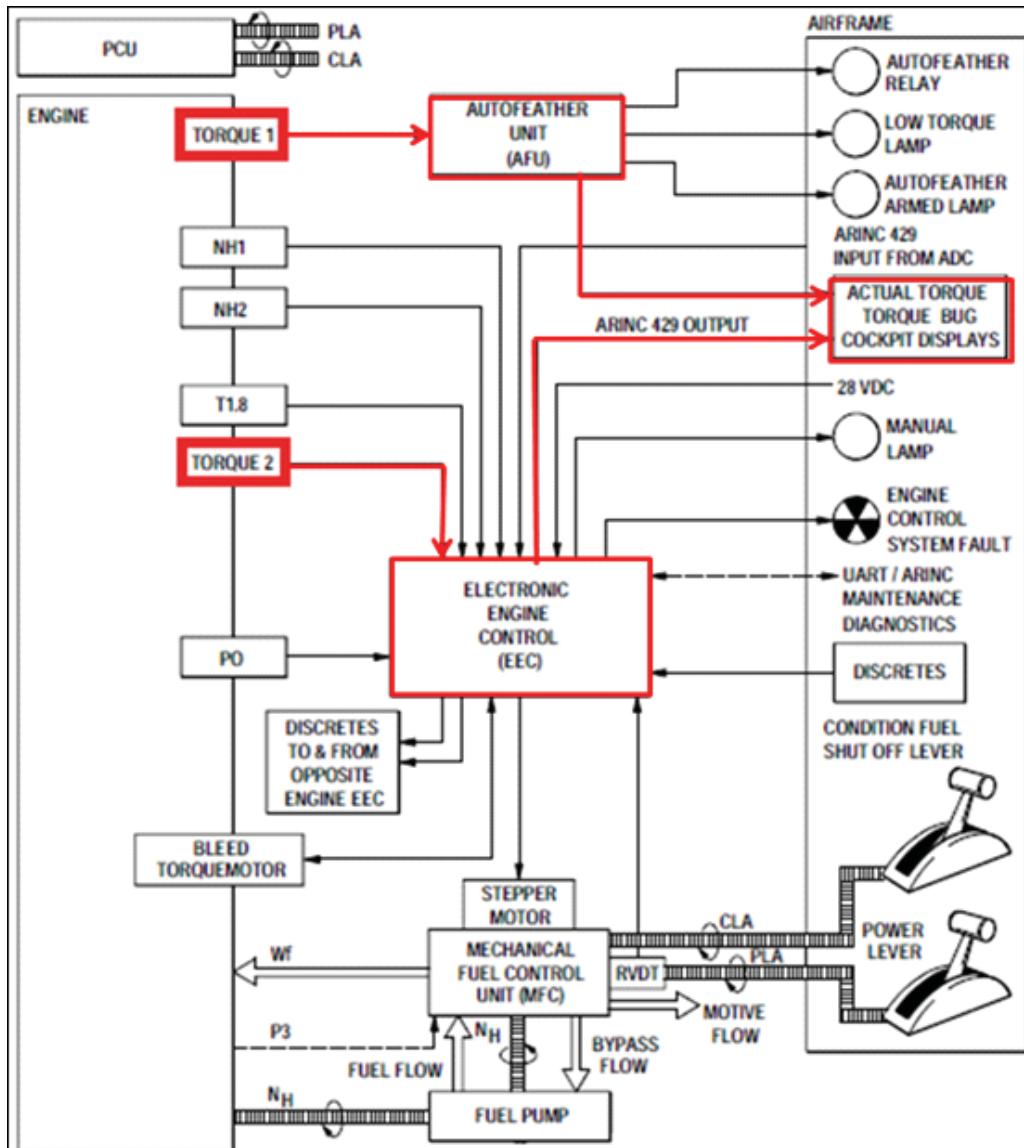


圖 1.6-6 發動機扭力感測及指示

1.6.6 載重與平衡

事故航機實際起飛重量為 44,890 磅。起飛重心位於 27.6% 平均氣動弦長位置，介於 20.8% 至 37% 平均空氣動力弦長之航機認證重心限制範圍內。ATR72-600 型飛機重心限制範圍詳圖 1.6-7，表 1.6-3 為該機詳細載重與平衡數據，事故航班飛航期間，該機載重與平衡均在限制之範圍內。

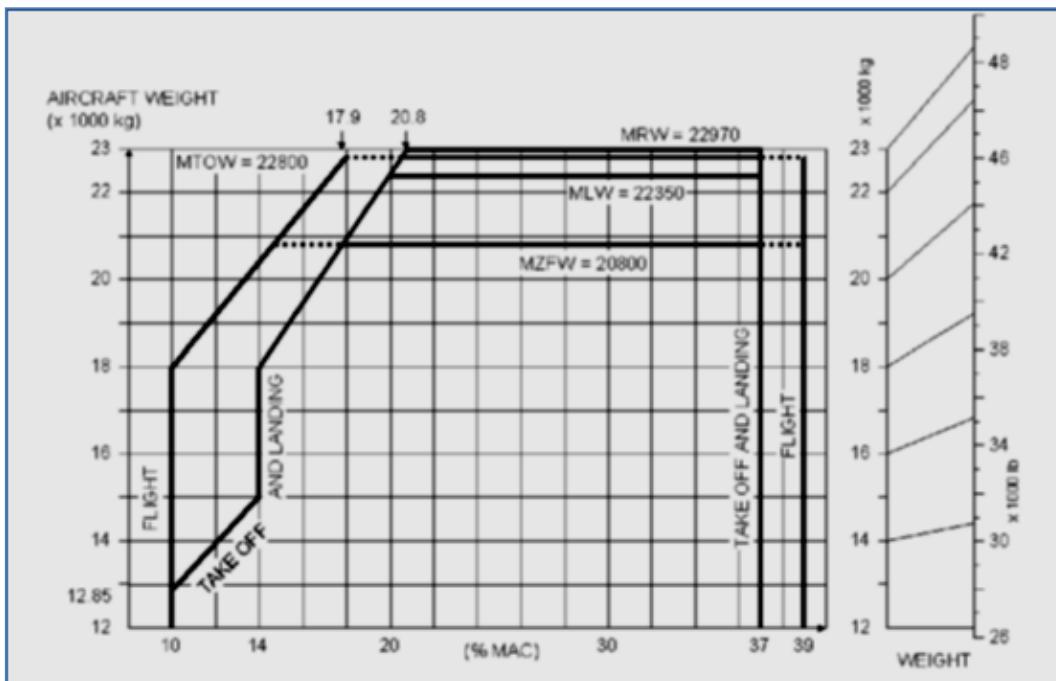


圖 1.6-7 ATR72-600 重心限制範圍

表 1.6-3 載重平衡表

最大零油重量	45,856 磅
實際零油重量	39,989 磅
最大起飛總重	50,265 磅
實際起飛總重	44,890 磅
起飛油量	4,901 磅
估計航行耗油量	1,720 磅
最大落地總重	49,273 磅
估計落地總重	43,170 磅
起飛重心位置	27.6% MAC
MAC: mean aerodynamic chord (平均空氣動力弦長)	

1.7 天氣資訊

松山機場於接近事故時（1100 時）之機場例行天氣報告（aerodrome routine

meteorological report, METAR) 為：風向 100 度，風速 10 浬/時；能見度大於 10 公里；稀雲²³1,500 呎，裂雲 2,800 呎，裂雲 4,000 呎；溫度 16°C，露點 13°C；高度表撥定值 1024 百帕²⁴；趨勢預報—無顯著變化；備註—高度表撥定值 30.25 吋汞柱。

松山機場於事故時有效的終端資料自動廣播服務（automatic terminal information service，以下簡稱 ATIS）為第 Sierra 號報文²⁵，該報文中，雲量為稀雲 1,300 呎、裂雲 2,800 呎、裂雲 4,000 呎，使用 10 跑道，通報之道面狀況為「wet²⁶」，能見度大於 10 公里，風向 100 度，風速 8 浬/時，高度表撥定值 1024 百帕，溫度 16°C，露點 13°C，天氣無顯著變化。

事故前後松山機場未偵測到低空風切。該機於起飛及操縱階段為目視天氣狀況（visual meteorological conditions, VMC）。

1.8 助、導航設施

該機的飛行路徑上無助導航困難的報告。

1.9 通信

松山機場管制臺地面席與機場席分別以 121.9/118.1 MHz 之特高頻（very high frequency, VHF）無線電與該機進行通訊。

航管無線電與平面通訊錄音抄件詳附錄一。

1.9.1 客艙通信

²³ 雲量以 0 至 8 之八分量為單位，一個分量為天空可見視野的八分之一。稀雲為 1 至 2 分量、疏雲為 3 至 4 分量、裂雲為 5 至 7 分量、密雲為 8 分量。

²⁴ 高度表撥定值以 QNH 代表一測站之平均海平面氣壓值，氣壓高度表撥定該 QNH 值以指示距平均海平面之高度。

²⁵ ATIS 第 Sierra 號報文於 1030 時發布，事故時（1054）仍有效。

²⁶ 道面已浸濕但無積水。

客艙組員和飛航組員之間，以及兩位客艙組員間的通信是透過航機內部通話系統或直接溝通，無內部通話系統通話困難的報告。飛航組員向松山機場管制臺地面席請求滑行許可前，資深客艙組員告知 PF（正駕駛員 A 君）客艙準備完成，起飛前不久資深客艙組員請乘客繫妥安全帶，其後客艙組員和飛航組員無聯絡。

1.10 場站資料

臺北松山機場²⁷標高 18呎，具一條東西向之 10/28 跑道，磁方位 095/275°，跑道長 2,605 公尺，寬 60 公尺，屬水泥混凝土加鋪瀝青混凝土之鋪面。10 跑道末端設置長 51 公尺，寬 60 公尺之緩衝區²⁸；另自 28 跑道頭前²⁹（10 跑道末端）往東 111 公尺處，設有長 122.2 公尺，寬 69.1 公尺之工程材料攔阻系統³⁰（engineering material arresting system, EMAS）；28 跑道末端設置一跑道端安全區³¹長 51 公尺，寬 150 公尺。

許多高地障、高密度住宅、商業建物、軍隊設施，及眾多其他障礙物³²環繞機場周邊及事故航機飛航路線。

1.11 飛航紀錄器

事故當日 1605 時，飛安會調查人員從事故航機拆下座艙語音紀錄器（cockpit voice recorder, CVR）及飛航資料紀錄器（flight data recorder, FDR），兩具紀錄器曾浸於河水中，但外觀正常無損壞，如圖 1.11-1。

²⁷ 機場編碼 RCSS 為臺北國際機場。

²⁸ 緩衝區設置於跑道末端之延伸區域，當航機放棄起飛時用於減速。

²⁹ 臺北飛航情報區飛航指南機場 2-RCSS-33 (dated 9 Jul 15) 頁碼之松山機場圖，介於 10 跑道緩衝區末端及工程材料攔阻系統前端間有一長 60 公尺，寬 60 公尺的跑道頭前區之鋪面。

³⁰ 工程材料攔阻系統為一特別安裝在鋪面上之表面層，當航機進入該系統區域時能快速停止航機。該系統可裝設在跑道端，和軟質地面相比，該系統較可以降低衝出跑道端航機之相關風險，該系統或許是跑道端安全區受地形環境限制無法全尺寸設置時之替代方案。

³¹ 跑道端安全區為跑道中心線延伸線之對稱區域，並和跑道地帶相接，設置功能主要是為降低航機過早或衝出跑道之損害風險。

³² 周邊的其他障礙包括附加避雷針的水塔，各類樹木，無線電塔及其他高度達 328 呎的建築，某些建築架設棚架違建，天線及燈光設備等。

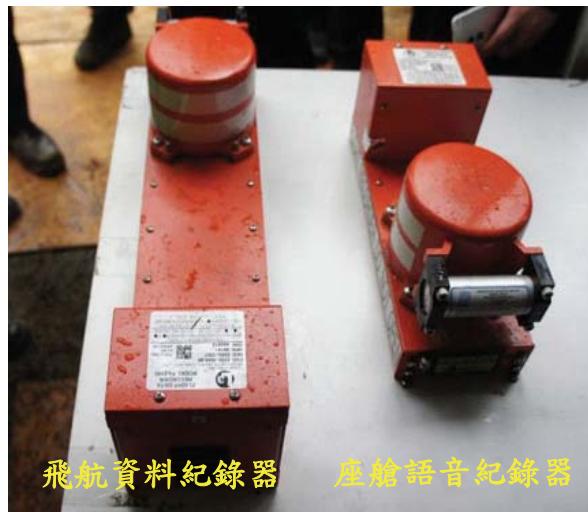


圖 1.11-1 兩具飛航紀錄器外觀圖

事故當日兩具飛航紀錄器被送回飛安會調查實驗室進行拆解及解讀。兩具紀錄器內部之撞毀殘存記憶體單元（crash survivable memory unit, CSMU）狀況良好並無任何汙染或損毀，經清潔及乾燥處理後，順利下載兩具紀錄器的資料。

1.11.1 座艙語音紀錄器

CVR 基本資料

該機裝置 L-3 Communications 公司生產之固態式座艙語音紀錄器 (SSCVR 或 CVR)，型號為 FA2100。該座艙語音紀錄器具備兩小時 4 軌高品質錄音之記錄能力。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。CVR 之識別資料包括：

- 製造商：L-3 Communications 公司
- 型號：FA2100
- 件號：2100-1020-02
- 序號：000706983
- 硬體改版編號：13

CVR 下載與解讀

調查人員使用紀錄器原廠之事故調查員工具 (accident investigator's kit, AIK) 下載 CVR 語音資料，如圖 1.11-2 所示。該座艙語音紀錄器所記錄之 4 軌高品質語音資料為 124 分鐘 14.4 秒，錄音品質良好，內容除 GE235 航班外，亦包含當日事故航機執行臺北至金門航班的部分錄音 (GE231)，以及金門至臺北航班 (GE232) 的完整錄音。事故航班 GE235 之錄音開始於 1041:15.4 時，結束於 1054:36.6 時，包括該班機後推、滑行、起飛及事故發生等過程，事故航班完整抄件如附錄二。



圖 1.11-2 GE235 CVR 之 CSMU 與基板連接外觀圖

1.11.2 飛航資料紀錄器

FDR 基本資料

該機裝置 L-3 Communications 公司生產之固態式飛航資料紀錄器 (SSFDR 或 FDR)，相關 FDR 識別資料包括：

- 製造商：L-3 Communications 公司
- 型號：FA2100
- 件號：2100-4045-00
- 序號：00925587
- 硬體改版編號：12

FDR 下載與解讀

調查人員使用紀錄器原廠之事故調查員工具（AIK）下載 FDR 資料，如圖 1.11-3 所示。



圖 1.11-3 GE235 FDR 之 CSMU 與基板連接外觀圖

FDR 資料長度為 67 小時 22 分 56 秒，事故航班為 FDR 記錄之最後一個航班資料，資料長度為 13 分 18 秒。依據 ATR 原廠之 FDR 解讀文件³³，紀錄參數計 750 項，原始資料經過轉換為工程參數，事故航班相關參數繪圖，如附錄三。

GE235 航班之 FDR 紀錄開始於 1041:18 時，持續記錄至飛行中止，結束於 1054:35.9 時。

1.11.3 其他飛航資料及雷達航跡資料

1.11.3.1 快速擷取紀錄器資料

飛安會調查實驗室於 2 月 5 日取得事故航機之快速擷取紀錄器（QAR）及其資料儲存記憶卡（PCMCIA 卡），該記憶卡經過乾燥後，所有資料皆成功下載，最後一個航班資料與 FDR 解讀資料一致，惟 QAR 之停止時間為 1054:34 時，與 FDR 記錄停止時間不同。

1.11.3.2 次級搜索雷達資料

³³ ATR 服務信函編號 ATR72-31-6010, Rev 10 資料庫版本 V4。

圖 1.11-4 為 GE235 航管雷達軌跡與衛星影像套疊圖，圖中 3 個紅色三角型圖示為雷達系統所預測之航機位置。原始雷達資料顯示航機最後一筆有效的座標資料之記錄時間為 1054:35.26 時。



圖 1.11-4 GE235 航管雷達軌跡

1.11.4 飛航軌跡重建

該機之飛航軌跡重建係依據 GPS 經度、GPS 緯度及氣壓修正高度紀錄參數，這三個紀錄參數取樣率均為 1Hz。航機位置資訊記錄直至 1054:35 時，最後記錄的位置為北緯 $25^{\circ}03'46.576''$ ，東經 $121^{\circ}37'1.291''$ 。圖 1.11-5 為 GE235 航班之 GPS 飛航軌跡、航管雷達軌跡、駕駛艙主要警告訊息與衛星影像的套疊圖。圖 1.11-6 與圖 1.11-7 分別為 1053:07.7 時至 1053:59.7 時與最後 23 秒之飛航軌跡、衛星影像及關鍵事件的套疊圖。

依據 CVR 及 FDR 資料，本事故之事件發生順序如表 1.11-1。

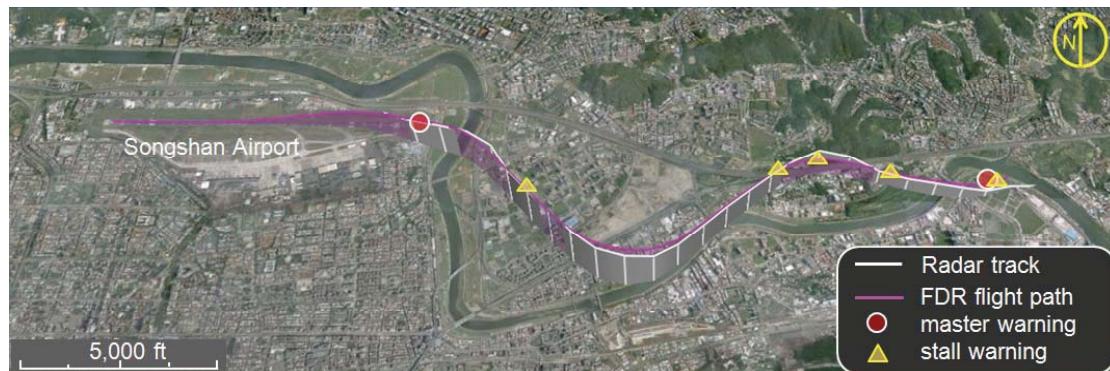


圖 1.11-5 GE235 航班之 GPS 飛航軌跡、航管雷達軌跡、駕駛艙主要警
告訊息與衛星影像套疊圖

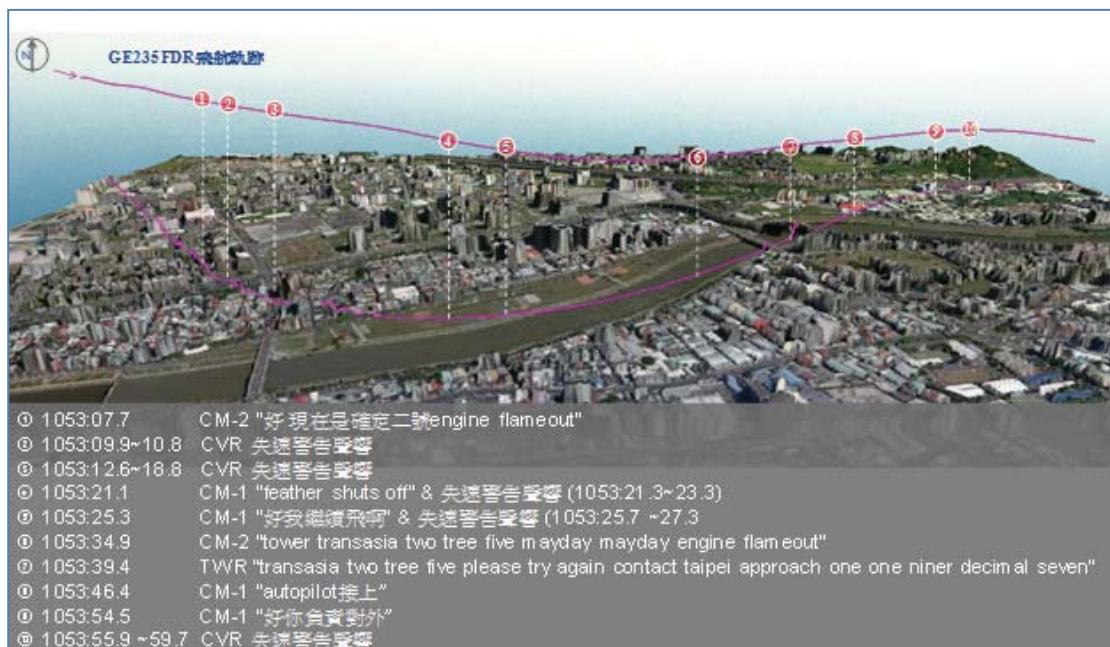


圖 1.11-6 GE235 之飛航軌跡、關鍵事件與衛星影像及數值地形模型套疊
圖 (1053:07.7 至 1053:59.7 時)

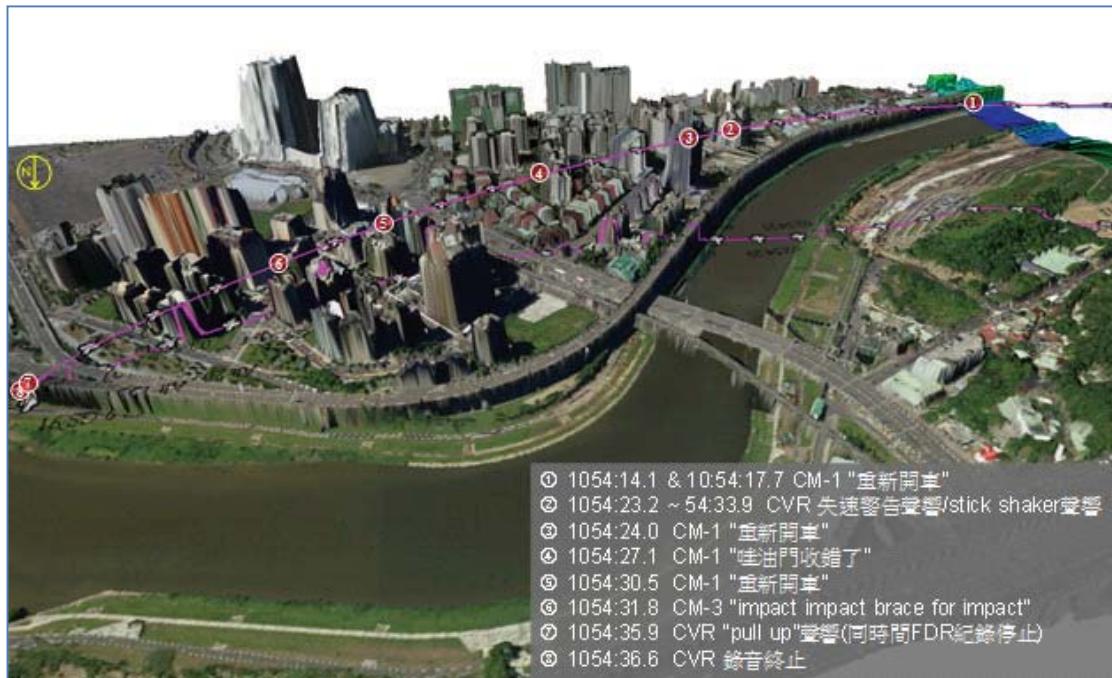


圖 1.11-7 GE235 最後 23 秒之飛航軌跡、關鍵事件與衛星影像及數值地形模型套疊圖

表 1.11-1 GE235 CVR/FDR 事件順序

臺北時間	自動駕駛/偏航阻尼器狀態(AP/YD)	無線電高度(RALT)	計算空速(CAS)	指示空速(IAS1)	紀錄資料說明	EWD 程序訊息	備註
					水 平 導 航 (LNAV) 模式 作動 - 設定速度 115 洩/時	Before Take Off	
10:51:34		-	-		油門手桿角度增加	No Procedu	起飛程序開始
10:51:43		37	37		沒 有 a-t-p-c-s armed (CVR)	re Display	
10:51:52		84	84		a-t-p-c-s armed (CVR)	ed	
10:51:59		114	114		v one v r (CVR)		
10:52:00		116	116		主起落架參數值 = 0 高度模式(ALT) 作動 - 設定高 度 5,000 ft		飛機離地
10:52:03		6.4	123	127	CAS 最高值 134	After	
10:52:08	YD	91	133	135	浬/時	Take off	
10:52:16	YD-AP LNAV IAS	361	129	130			
10:52:37	~	1,165	116	117	1 號發動機轉速 上升 1 號發動機供氣 閥關閉		ATPCS 程序 開始 (52:35 ~ 52:37)
10:52:38	~	1,193	117	119	主要警告： 2 號發動機熄火		
10:52:39	~	1,246	117	119	2 號發動機開始 順漿	ENG Flame	在 ATPCS 程 序 啓 動 後 22.15 秒開始 順漿
10:52:40	YD LNAV IAS	1,283	117	117	自動駕駛解除	Out at Take Off	手動解除

臺北時間	自動駕駛/偏航阻尼器狀態 (AP/YD)	無線電高度(RALT)	計算空速(CAS)	指示空速(IAS1)	紀錄資料說明	EWD 程序訊息	備註
10:52:42	~	1,352	114	114	2 號發動機順槳 (螺旋槳角度 78 度)		ATPCS 程序結束
10:52:50	YD HDG SEL IAS	1,470	106	104			
10:53:07	YD HDG SEL PITCH HOLD	1,582	102	99			高度模式(ALT) 未作動：垂直速度小於 80 呎/分
10:53:08	~	1,627	102	100	2 秒後抵達最高氣壓高度 1,661 呎 (修正後)		
10:53:10		1,628	100	97	首次右座控制桿抖桿		
10:53:13	~	1,621	98	96	首次左座控制桿抖桿		CAS: 98 涼/時
10:53:14	~	1,596	100	96	2 號發動機油門角前推至 86 度		油門位置應未達 RAMP 位置 (理論上是 88 度)
10:53:17	~	1,535	101	97	首次控制桿推桿		
10:53:21	HDG SEL PITCH HOLD	1,470	102	101			
10:53:24	~	1,344	107	106	1 號螺旋槳控制手桿角度 CLA 移至斷油		1 號發動機螺旋槳順槳，發動機關車
10:53:49	YD – AP HDG SEL PITCH HOLD	875	109	109			

臺北時間	自動駕駛/偏航阻尼器狀態(AP/YD)	無線電高度(RALT)	計算空速(CAS)	指示空速(IAS1)	紀錄資料說明	EWD 程序訊息	備註
10:53:57	YD HDG SEL PITCH HOLD	791	101	98	自動駕駛解除		自動駕駛自動解除
10:54:08	HDG SEL PITCH HOLD	533	112	108			
10:54:14	~	544	105	98	直流電 essential BUS 1 電壓由 28V 降至 18V		1 號發動機重新開車
10:54:20	~	575	96	91	1 號油門手桿角度離開斷油位置		1 號發動機重新開車
10:54:25	~	401	106	96	NH1 達到 30% 並持續增加		1 號發動機重新開車
10:54:30	~	107	110	97	2 號油門手桿角度降至 48 度	After Take Off	ATPCS 解除作動條件
10:54:31	~	101	108	97	2 號發動機脫離順槳 主要警告 2 號發動機熄火 訊息消失	1EO	
10:54:33							
10:54:34	~	83.5	108	100	NH1 達到 50%	ENG 1	
10:54:35.9	~	55.1	106	103	紀錄中止 -CVR (0254:36.6 sec) ; FDR (0254:35.9 sec)	Fire in Flight	紀錄中止 可能包含無效數據

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

事故航機的最後飛航階段中，航機左機翼碰撞到環東大道高架橋上的一輛計程車，除了左副翼脫落外，左機翼其餘部位仍完整，之後左機翼碰撞高架橋安全護欄及一座路燈，最後航機以翻轉之姿態掉入基隆河，航機撞擊水面後斷裂。約

在一天半時間內，該機殘骸被打撈上岸，並運送至存放場地置放，以利後續殘骸檢視。整個空難搶救行動由中央災害應變中心、新北市及臺北市緊急應變中心等單位協助完成。

1.12.1 航機殘骸打撈

航機主殘骸包含駕駛艙與中後段機身兩個部分，機鼻則陷入河床之泥濘中。陸軍工程群出動一座浮橋及三具起重機以協助罹難者搜尋與航機殘骸打撈作業。在完成所有生還乘客及組員之搜救作業後，開始進行航機殘骸打撈作業。圖 1.12-1 為航機主殘骸剛開始打撈之情形，航機主殘骸包含發動機及螺旋槳葉等，皆在第 2 天傍晚順利打撈上岸。



圖 1.12-1 殘骸打撈作業

圖 1.12-2 與圖 1.12-3 標示出所撈獲之航機主殘骸照片及其對應航機之位置，打撈到的殘骸大約占整個航機的 85%，另剩餘未撈獲的 15% 殘骸主要集中在後貨艙與機身前半段區域。

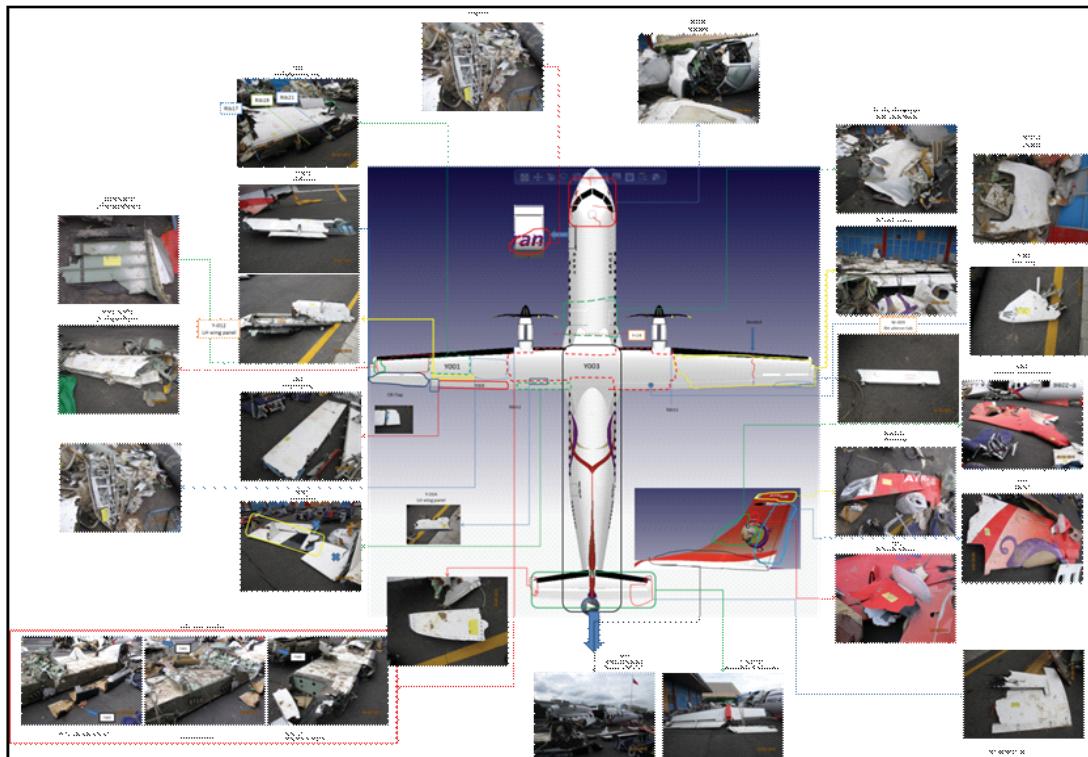


圖 1.12-2 撈獲之航機殘骸（1）



圖 1.12-3 撈獲之航機殘骸（2）

1.12.2 殘骸運送與保存

在國防部之協助下，航機殘骸於 2 月 5 日晚間運送至松山空軍基地存放，以進行後續檢視。

圖 1.12-4 顯示航機駕駛艙被吊起並移至殘骸存放場地之情形，航機殘骸之放置位置是盡可能依航機二維重建而排列。



圖 1.12-4 殘骸存放場地

1.12.3 影片與撞擊資訊

根據事故影片及撞擊痕跡，該機撞擊基隆河之前，曾碰撞計程車、路燈燈桿及環東大道高架橋安全護欄，圖 1.12-5 為事故現場空照圖，高架橋北側為基隆河，水深約 1 至 2 公尺。

環東大道高架橋距離地面高度約 21 公尺，道面寬度為 10 公尺。路面有一撞擊痕跡，其磁航向約 060 度、長度約 2.5 公尺，遭航機撞擊之高架橋安全護欄附近發現些許飛機殘骸碎片。航機亦撞擊高架橋上之一座路燈燈桿，該燈桿架設於安全護欄上（如圖 1.12-5 右上方所示）。遭撞擊之計程車與受損之安全護欄距離約 9 公尺，該安全護欄與該機主殘骸之水平距離約 90 公尺。

該機主殘骸以近乎翻轉之姿態於基隆河中，磁航向約 025 度。主殘骸參考位置為北緯 25 度 3'48.54"，東經 121 度 37'3.13"。

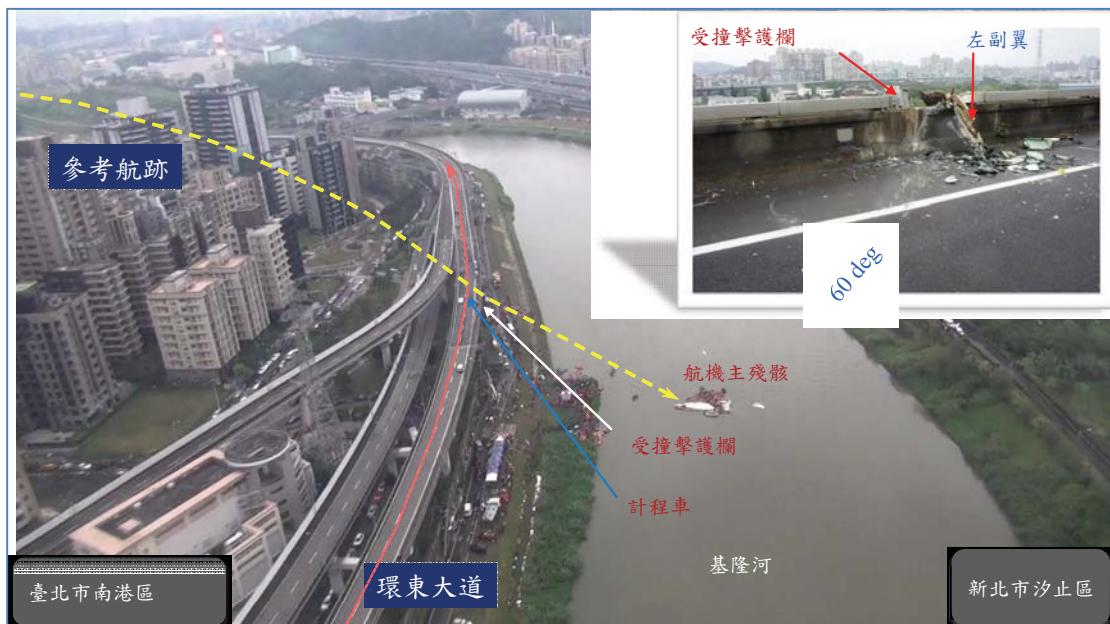


圖 1.12-5 GE235 事故現場空照圖

圖 1.12-6 係為該機最後飛航軌跡與地面建物模型套疊成果，圖面顯示航機最後每秒飛航軌跡及撞擊位置。其中地面建物模型資料來源為臺北市政府都市發展局之數值地形資料與航空照片。圖 1.12-7 為搜救直昇機所拍攝之事故現場空拍圖。

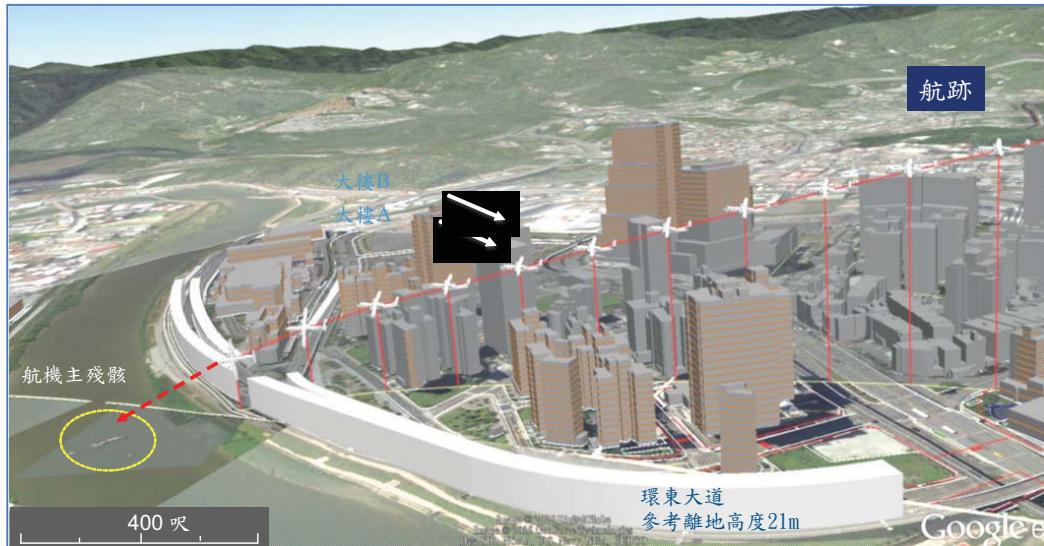


圖 1.12-6 航機最後軌跡及撞擊位置



圖 1.12-7 搜救直昇機所拍攝之事故現場空拍圖

1.12.3.1 事故影片

調查小組蒐集與事故航機飛行路徑有關之錄影，錄影來源包括事故現場附近車輛之行車紀錄器以及大樓監視攝影機資料，部分影片紀錄包含事故航機飛行路線，

其中環東大道高架橋上一輛西行車輛清楚地拍攝到事故發生過程。根據 CVR 抄件資料，於 1054:34.8 時出現疑似碰撞計程車之聲響，依此事件將行車紀錄器影片時間與 CVR 時間同步，並將 CVR 時間標註於影片影像上，如圖 1.12-8 所示。

該行車紀錄器之錄影格式為每秒 25 幅畫面，亦即每幅畫面間隔 0.04 秒，圖 1.12-9 至圖 1.12-11 顯示事故航機的最後軌跡，當事故航機碰撞高架橋上的計程車時，左坡度已接近 90 度，比對現場量測資料，計程車與高架橋安全護欄之距離約 9 公尺，圖 1.12-11 顯示事故航機撞擊環東大道高架橋北側護欄之時間約為 1054:34.76 時。



圖 1.12-8 擷取行車紀錄器影片之每秒畫面³⁴

³⁴ 經 TVBS 授權使用。



圖 1.12-9 行車紀錄器影片之第 14 幅畫面



圖 1.12-10 行車紀錄器影片之第 17 幅畫面



圖 1.12-11 行車紀錄器影片之第 19 幅畫面

1.13 醫學與病理

1.13.1 生還者醫療作業

此事故中，計有 14 名乘客及 1 名客艙組員生還，除 1 名乘客輕傷外，其餘 14 名皆因撞擊導致重傷，傷勢包括：頭部外傷、骨折、瘀傷、擦傷及撕裂傷等。生還者分別被送往 6 家臺北市及新北市地區醫院接受治療。

1.13.2 駕駛員藥物檢驗

三位駕駛員之毒藥物檢驗由法務部法醫研究所執行，檢驗項目包括：酒精含量、一般毒藥物篩檢、毒品檢驗、鎮靜劑、安眠藥檢驗、一氧化碳血紅素及基本藥物檢驗（約 1,000 項）等。

正駕駛員 A 君的檢驗報告顯示：無檢出藥物與毒素。

正駕駛員 B 君的檢驗報告顯示：除血液及尿液中含有四環素（doxycycline³⁵）外，無檢出藥物與毒素。

副駕駛員檢驗報告顯示：除血液及尿液中含有脈優錠（amlodipine³⁶）外，無檢出藥物與毒素。

1.13.3 駕駛員相驗及解剖

三位駕駛員之解剖相驗，由法務部法醫研究所法醫師執行；報告顯示三名駕駛員之死因皆為多重頭部外傷致死。

1.13.4 罷難者相驗

依據法務部法醫研究所報告顯示，罷難者致死主因為多重性外傷及溺水。

1.14 火災

無相關議題。

1.15 生還因素

事故之 ATR72-600 型機客艙計有乘客座椅 72 個，及 2 客艙組員座椅設置於客艙前後；駕駛艙內有 2 駕駛員座椅及 1 觀察員座椅。

圖 1.15-1 顯示座位位置及人員遭受傷亡程度之分布，乘客座位位置係依據航空公司指定座位表及乘客訪談所繪製。

³⁵ Doxycycline 為一種「四環素類」的抗生素。它主要的作用是能夠抑制細菌蛋白質的產生，使細菌不能正常地生長與繁殖，最後導致細菌死亡。

³⁶ Amlodipine 是一種周邊動脈血管舒張劑，它能直接作用於血管平滑肌而造成周邊血管阻力下降以及血壓下降。

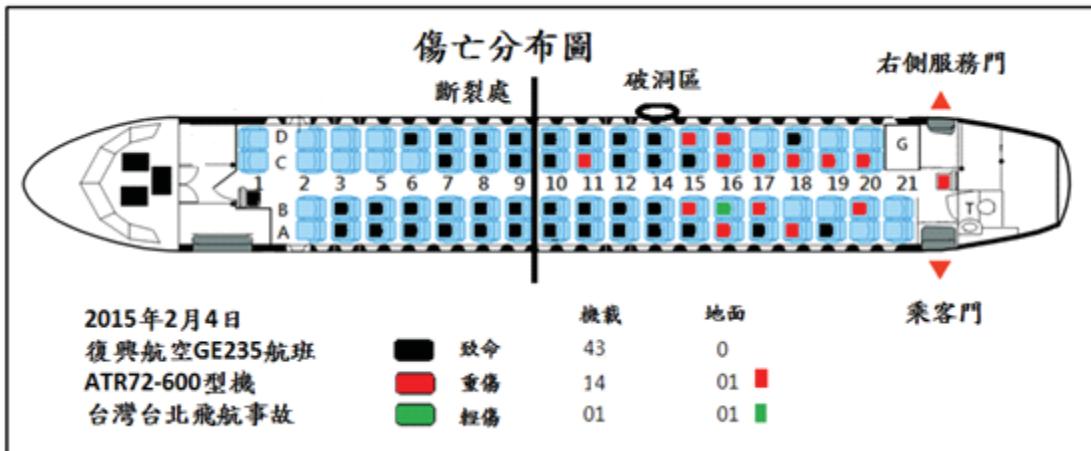


圖 1.15-1 乘員傷亡程度座位分布

1.15.1 緊急逃生

所有 15 個生還者均坐於第 10 排座位後，依據生還乘客及客艙組員訪談，事故航機撞擊河面時，中後段機身斷裂並逆時針轉到倒置位置，落水後客艙變得非常黑暗，充滿了航機燃油的氣味。部分乘客於撞擊時失去意識，並由安全帶束縛著吊掛在座椅上。訪談顯示，無意識的生還乘客隨後因為淹入客艙的河水而開始被嗆醒，恢復意識。大多數生還者於撞擊後均坐於原來座椅上，由自己解開安全帶或由其他乘客協助解開安全帶。

機身右側 14 至 15 排座椅間，有一個破洞或斷開處，生還者敘述看到亮光由該處透入，因此決定穿越該處逃出客艙。有一些物體如座椅、行李及其他殘骸等，阻礙生還者的逃生路線。其中一位生還者敘述，當穿過破洞處逃出時，手錶顯示當時是 1105 時，逃離過程中，她曾試圖敲開機尾右側服務門，但是未能成功。共有 10 名生還者穿越該破洞處逃出客艙，站在機翼上等待救援。

共有 5 位生還者坐在客艙後段由機尾右側服務門逃離。在艙內等待救援時，其中一位生還者試圖安撫其他生還乘客，並試圖敲打窗戶求救。搜救人員於約 1135 時打開機尾右側服務門救出該五名生還者。

1.15.2 救援

依據搜救人員訪談紀錄及官方救援報告顯示，收到消防指揮中心通報後，第一批分屬臺北市及新北市消防局之 9 輛搜救車輛，搭載 15 名搜救人員約於 1105 至 1115 時抵達事故現場，其中 3 名搜救隊員設法游泳渡河，企圖接近河中之航機主殘骸處，但其中 2 名搜救人員因水流湍急未能成功，之後 2 艘動力橡皮艇於 1130 時抵達飛機殘骸主要區域，開始搶救站在機翼上之 10 名生還者。其他救援人員隨後打開後艙右側服務門，將門內受困的 5 名生還者陸續救出。

當救援人員進入客艙時，客艙內一片漆黑，充滿航機燃油氣味，救援人員使用防爆燈及液壓切割機，試圖搜尋可能生還者。復興維修人員及臺北松山機場消防隊提供現場搜救人員有關航空器相關資訊，包括：航機的出口位置、逃生門開啓操作、油箱位置、可切割破壞區及可吊掛點等資訊，以協助救援作業。多數客艙內死亡乘客，被發現時仍繫緊安全帶坐在原座位上倒掛並浸泡在水中。

1.16 測試與研究

1.16.1 復興模擬機訓練觀察

本案調查小組於民國 104 年 5 月至曼谷泰國航空訓練中心，觀察復興之年度模擬機適職性訓練與考驗，總計觀察 6 批次；含 4 批適職性訓練（PT）及 2 批適職性考驗（PC），每批次係由一名正駕駛員搭配一名副駕駛員分別輪流擔任 PF 及 PM，訓練則由一位具有教師/檢定駕駛員（instructor/check pilot, IP/CP）資格之駕駛員主導。

觀察結果包括：未執行 ATPCS 之測試程序（含 PC）；起飛前之提示內容含有單發動機處置程序及加速高度之提示；飛航組員於起飛滾行中均有執行 ATPCS 「ARM」之呼叫；於執行單發動機處置程序時，由 PF 負責操控油門、PM 負責螺旋槳控制手桿，但 PF 於執行模擬起飛時發動機火警及緊急下降課目時則同時負責操作油門及螺旋槳控制手桿。

1.16.2 模擬機測試

為進一步瞭解事故過程有關駕駛艙系統顯示及飛航組員之表現，調查小組於民國 104 年 7 月 27 日至 28 日在法國土魯斯 ATR 公司之訓練中心，使用 ATR 全功能飛行模擬機（FFS³⁷）執行 2 批次之模擬機測試；該次模擬機測試條件係依事故當時之天候及載重平衡資料設定。

本次模擬機測試共計執行 2 批次（4 小時），係由兩位具經驗之 ATR72-600 型機合格之駕駛員共同執行模擬飛航：一位為試飛駕駛員、另一位為該型機之教師駕駛員兼檢定駕駛員，分別由飛安會、法國航空失事調查局（BEA）及 ATR 原廠之調查代表擔任觀察員。本次模擬飛航測試結果如下：

- 本次事故之飛航過程可於模擬機成功模擬複製。

模擬事故飛航過程時，於失速警告（失速警告聲響及控制桿抖桿）發生前，駕駛員之工作負荷程度自我評估為輕度³⁸，失速警告發生後之工作負荷程度約為中度至高度。

- 無論使用自動駕駛或手控飛航，測試組員僅需依照 ATR 飛航組員操作手冊之程序，依序檢查及執行，均能順利處置單發動機失效之狀況。
- 於 ATPCS 備動之狀態下，模擬起飛後單發動機之狀況，自動駕駛不會自動解除；航機能與預期般保持機翼水平狀態下飛航，且可以約 600 吋/分之爬升率爬升而保持空速在 115 蘭/時³⁹）。
- 執行無 ATPCS 功能之起飛後單發動機失效課目，顯示航機性能下降，雖其

³⁷ 全功能飛行模擬機其設計與認證乃以訓練為目的，認證主管機關基於訓練目的，規範其必要認證之項目。

³⁸ 此次之模擬測試乃盡可能複製事故航班當時之狀況，以使測試飛航組員執行與事故飛航組員一樣的動作。執行工作負荷評估之測試飛航組員，包括一位 ATR 訓練正駕駛員及一位 ATR 試飛駕駛員，分別具備 20 及 19 年之模擬機駕駛員表現評估經驗。

³⁹ 115 kts 是 V2，以最大起飛重量起飛時之起飛安全速度。一旦在 V1 之後單發動機失效，V2 是必須維持直至加速高度之最低速度。在 V2 速度飛航可以確保達到最低爬升梯度，而且飛機是可控制之情況 ($V2 \geq 1.13 VSR$ 且 $V2 \geq 1.1 VMCA$)。註：V1 為決定速度，駕駛員可以啓動放棄起飛程序之最大速度，而且也是在單發動機失效可以繼續起飛之最低速度。假如在 V1 之後單發動機失效，則必須繼續起飛。VSR 是失速參考速度。VMCA 是指當一發動機失效，另一發動機上調至儲備起飛馬力，航空器仍為可控之速度。

無失效發動機之自動順槳及未失效發動機自動上調油門之功能，但航機仍可保持 115 趼/時，以 100 至 300 呎/分之爬升率爬升。這樣的模擬是在未依主最低裝備需求手冊（master minimum equipment list, MMEL）之規定簽派。

- 單一發動機失效時，自動駕駛仍可有效維持航機之操控，確保航機所需之飛航狀態。飛航中解除自動駕駛以評估航機之測試，第一次解除自動駕駛之測試係用力蹬方向舵超過解除自動駕駛及偏航阻尼器（yaw damper, YD）所必需的 30 daN⁴⁰，以觀察航機反應。在自動駕駛及 YD 解除後數秒內，測試駕駛員未立刻控制航機，讓觀察員可以觀察航空器的行為。觀察結果發現航機的行為如同一般雙發動機在不對稱推力，並且無駕駛員操作之狀況下；開始向失效的發動機那邊傾斜，數秒後到達 20 度坡度，駕駛員約需 4 秒將航機回復至平飛位置。另以手動方式解除 AP，但 YD 仍保持接上狀況，觀察航機反應，發現航機之傾斜最大到達 8 度之坡度，而 YD 可補償航機之偏航。
- 於單發動機狀況下，航機速度介於 95 趼/時至 118 趼/時，使用手控操作航機並無困難，但於低速飛航時航機之反應較慢，且會間歇性發生失速警告。
- 失速測試結果顯示系統之控制桿抖桿及推桿反應與設計相符；當航機之失速自動改正系統（自動推桿）作用於 93 趼/時，飛航組員改正需花約 10 秒時間改正失速，完成改正後約消失 400 呎之高度，使航機速度回復至 118 趼/時。如於航機發生失速警告（抖桿）時，速度為 99 趼/時，立刻執行失速改正動作，則需花約 6 秒時間，約消失 100 呎之高度使航機速度回復至 118 趼/時。另失速測試時發現一現象；當飛航模式顯示器（flight mode annunciator, FMA）之垂直模式返回之前之「PITCH HOLD」（保持俯仰角）模式下，主要飛航顯示器（primary flight display, PFD）上之飛航導引指示（flight director bar, FD bar）顯示維持向上 8 度之目標，當控制桿抖動之失速警告產生，繼而自動推桿之改正動作致動後，航機已向下 10 度之俯衝姿態，但 PFD 上之

⁴⁰ 一單位 daN (decanewton) 等於 10 牛頓的力。1 牛頓是等於要使質量 1 公斤物體的加速度為 1 m/s^2 時，所需要的力。

飛航導引指示之位置仍依「PITCH HOLD」模式，維持機頭向上之位置（如圖 1.16-1）。

- 事故航機飛航組員於下降時企圖啓動發動機，因時機晚未能成功。本次測試亦執行空中啓動發動機模擬測試，以判斷相關啓動成功之因素。經數次測試結果：於離地高度 1,400 呎開始執行發動機空中重新啓動程序，自開始執行程序至完成空中啓動需時約 25 至 30 秒，航機失去高度約為 400 呎至 900 呎。結果顯示事故飛航組員於當時之高度，不太可能成功地完成空中重新啓動該具正常之發動機。



圖 1.16-1 控制桿推桿啓動時之 PFD 顯示

1.16.3 航機結構檢驗

民國 104 年 2 月 10 日調查小組於空軍松指部航機殘骸存放現場進行航機結構檢驗，參與人員包括飛安會、民航局及復興結構工程師。受檢驗之主要航機殘骸結構零組件共 7 件。該結構零組件之斷裂面皆係事故後續撞擊及過負載損壞。

1.16.4 發動機檢驗

民國 104 年 2 月 7 日至 9 日，加拿大運輸安全委員會（Transportation Safety Board, TSB）、加拿大運輸部（Transport Canada, TC）、ATR 飛機製造公司、P&WC 發動機製造廠、民航局、復興及飛安會代表，於空軍松指部航機殘骸存放現場，一起進行事故航機發動機檢驗作業。

1.16.4.1 一號發動機

檢驗一號發動機時，其仍在發動機艙內，保持在打撈起時之狀態。檢查整流外罩發現，所有快拆組件與發動機艙除遭水浸泡損害外，皆連結完好。螺旋槳葉片仍與槳轂連結，螺旋槳葉片外側徑距分離。

依據 PW127 發動機維修手冊進行渦輪發動機內視鏡檢查，渦輪段組件、燃燒段組件、壓縮段組件，及減速齒輪箱組件皆無異常現象。觀察所有組件磨損皆為正常運作磨耗，所有組件皆受水浸泡損害。

一號發動機部分控制用組件及附件被拆下，後續運送至加拿大運輸安全委員會，再由其分送至各零組件製造廠商，並在美國運輸安全委員會、加拿大運輸安全委員會、加拿大運輸部、法國航空失事調查局、ATR 飛機製造公司、P&WC 發動機製造廠、UTC 航空系統，及飛安會等代表見證下，進行調查及分析。拆下之組件包括：螺旋槳電子控制器（PEC）、發動機電子控制器（EEC）、自動順槳單元（AFU）、資料收集單元（DCU）、一號及二號扭力感測器、上／下轉子高轉速（Nh）感測器、轉子低轉速（Nl）感測器、及螺旋槳轉速（Np）感測器。

1.16.4.2 二號發動機

檢驗二號發動機時，其仍在發動機艙內，保持在打撈起時之狀態。檢查整流外罩發現，所有快拆組件與發動機艙除遭水浸泡損害外，皆連結完好。螺旋槳葉片仍與槳軸連結，螺旋槳葉片外側徑距分離。發動機艙後段及排氣管脫離。

依據 PW127 發動機維修手冊進行渦輪發動機內視鏡檢查，渦輪段組件、燃燒段組件、壓縮段組件，及減速齒輪箱組件皆呈正常運轉並無異常現象。觀察所有組件磨損皆為正常運作磨耗，所有組件皆受水浸泡損害。

為瞭解導致非指令性自動順槳之因素，執行連結 AFU 及一號扭力感測器之線束連續性檢查。依據 PW127 發動機維修手冊，所有檢查結果皆於限制內（詳表 1.16-1 及圖 1.16-2）。於拆下線束進行連續性檢查時，扭力感測器及 AFU 接頭呈現些許水分侵入現象。

表 1.16-1 二號 AFU 電氣迴路連續性檢查

接頭-A	接頭-B	預期	結果
J6 pin A	J6 pin B	553-589 ohms	575 ohms
P16 pin H	P6 pin A	0-0.5 ohms	0 ohm
P16 pin J	P6 pin B	0-0.5 ohms	0 ohm
一號扭力感測器絕緣電阻值（對地參考值）> 2 Mohms			

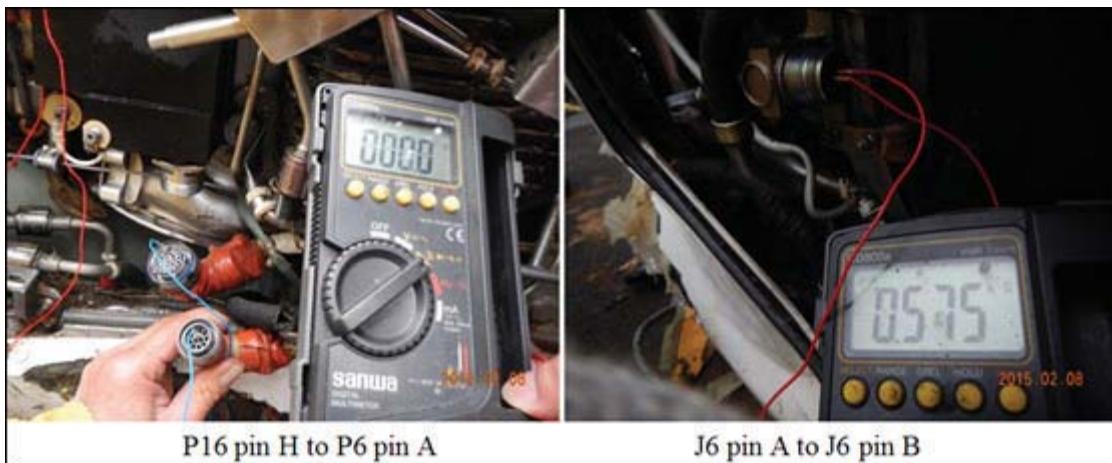


圖 1.16-2 二號 AFU 電氣迴路連續性檢查

二號發動機部分控制用組件及附件被拆下，運送至加拿大運輸安全委員會，再由其分送至各零組件製造廠商，並在美國運輸安全委員會、加拿大運輸安全委員會、加拿大運輸部、法國航空失事調查局、ATR 飛機製造公司、P&WC 發動機製造廠、UTC 航空系統，及飛安會等代表見證下，進行調查及分析。拆下之組件包括：PEC、EEC、AFU、DCU、一號及二號扭力感測器、上／下轉子高轉速感測器、轉子低轉速感測器，及螺旋槳轉速感測器。

1.16.5 附件測試與檢查⁴¹

1.16.5.1 自動順槳單元測試

安裝於事故航機之 2 具自動順槳單元（AFU）拆下後，送至位於美國之原製造廠（UTAS）執行測試及檢查。除此之外，於 GE235 飛航事故後不久，另一架 ATR72 飛機也遭遇非指令性自動順槳事件⁴²，機上一具 AFU 亦被送原廠執行測試及檢查。

該測試於民國 104 年 4 月 8 日至 11 日在 UTAS 位於明尼蘇達州 Eagan/Burnsville 地區之廠房執行。共有來自調查單位（美國國家運輸安全委員會，法國航空失事調查局及飛安會）、發動機製造廠國籍國民航監理單位（加拿大運輸部）、飛機及發動機製造廠技術顧問（UTAS, PWC, ATR），及復興觀察員等單位代表參與本次 AFU 測試及檢查。測試內容包括標準功能測試（工廠測試）及細部實驗室檢查。美國國家運輸安全委員會代表負責將工廠測試中之重要發現及經全體代表討論後之決議記錄於現場紀錄文件中；法國航空失事調查局代表並完成一份 AFU 測試之會議報告（文件編號 BEA2015-0039_tec10），該會議報告詳細說明工廠測試程序及結果，但並未包括細部實驗室檢查結果。於完成 AFU 測試及檢查後，美國國家運輸安全委員會於民國 104 年 6 月 11 日提供飛安會一份由 UTAS

⁴¹ 所有附件之測試均於航機撞擊後執行。

⁴² 一架復興航空班次 GE507，ATR72-500，B-22806 飛機於民國 104 年 2 月 21 日遭遇非指令性自動順槳事件。

所準備之完整報告，以下內容係摘錄自該工程報告中有關 3 具 AFU 之相關資訊。

基本資料：3 具 AFU 基本資料詳表 1.16-2

表 1.16-2 AFU 基本資料

			
製造廠	UTAS	UTAS	UTAS
料號	30048-0000-28	30048-0000-28	30048-0000-28
序號	RT3077	RT2362	RT2354
J2 接頭製造時間*	1301	1315	1315
位置	左發動機	右發動機	左發動機
飛機編號	B-22816	B-22816	B-22806
飛行班次	GE235	GE235	GE 507
自新件起使用時間 ⁴³	826	1,624	1,206
自新件起使用週期 ⁴⁴	1,236	2,352	1,723
* 格式為西元年週數 (YearWeek)			

AFU 測試相關參考術語

測試前會議，各單位代表同意下列測試方式適用於 3 具 AFU：

- 目視檢查；
- 執行連續性檢查⁴⁵；

⁴³ TSN : time since new 自新件起總使用時間。

⁴⁴ CSN : cycle since new 自新件起使用總次數。

⁴⁵ 附件維修手冊，73-20-03 Rev11，料號 30048-0000-*，包含料件測試及故障排除，有更詳細之連續性、功能、熱循環以及震動測試程序詳細內容，可參考附件維修手冊 101-129 頁。

- 執行手動功能測試；
- 執行自動功能測試⁴⁶；
- 執行熱循環測試；以及
- 執行震動測試。

若有 AFU 測試未通過，該測試協議應予修訂以順利測試替代方式之執行。

一號 AFU

一號 AFU 通過連續性測試、手動功能測試、自動功能測試、熱循環測試以及震動測試。

一號 AFU 測試發現

- 依據附件維修手冊 (CMM)，一號 AFU 通過所有測試。

二號 AFU

二號 AFU 未通過連續性測試，當測試者以手搖動排線時，接腳 J 及 H⁴⁷接頭量測所得之電阻值範圍在 1 歐姆至 20 歐姆之間，高於附件維修手冊規定接腳 J 及 H 限制之 0.35 歐姆電阻值，此 2 接腳係連接至扭力感測器。以 X-光檢查二號 AFU 並未發現缺點，為找出導致 A2 電路板排線接合處（接腳 34/33 號）與 J2 接頭之接腳 J 及 H 之間電阻值增加之來源，測試小組提出二號 AFU 新測試程序，並獲所有參與測試者同意。

為隔離高電阻值之來源，新定義 3 個測試點如下：

- X1 – 去除排線接頭尾端之絕緣以建立一個測試點。

⁴⁶ D06409502 Rev C, ATP，接受測試程序。

⁴⁷ J2 接頭之接腳 J 及 H 為自動順漿單元接頭之一部分，此排線會連接自動順漿單元及扭力感測器之連接線路，其間訊號必須是連續的，才能確保 ATPCS 之功能，若訊號受擾亂或中斷，將有可能導致非指令性自動順漿。

- X2 – 排線與電路板之間接腳焊接處之凸緣。
- X3 – 電路板上之測試點，而非附件維修手冊所定義排線接頭上之測試點。

參考圖 1.16-3，測試結果如下：

- 量測接腳 J 及 X1 之間電阻值 (R_{X1})，符合附件維修手冊所規定之最大電阻值，測試者以手搖動排線時電阻值不變。
- 量測接腳 J 及 X2 之間電阻值 (R_{X2}) 大於 R_{X1} ，測試者以手搖動排線時電阻值會變動且不穩定。
- 量測接腳 J 及 X3 之間電阻值 (R_{X3}) 大於 R_{X1} ，測試者以手搖動排線時電阻值會變動且不穩定。

當第一次量測 R_{J2} 及 R_{H2} 時，兩者皆為不穩定，重複之電阻測量接腳 J 及 H 電阻值，其中只有一次 R_{J2} 及/或 R_{H2} 之電阻值穩定。偵測到接腳 J 及 H 之連續性失效位置位於排線接頭處（排線尾端，在 J2 接頭的另一端），觀察到的電阻值呈現間歇性的不連續，以此新程序執行測試之結果總結如表 1.16-3。

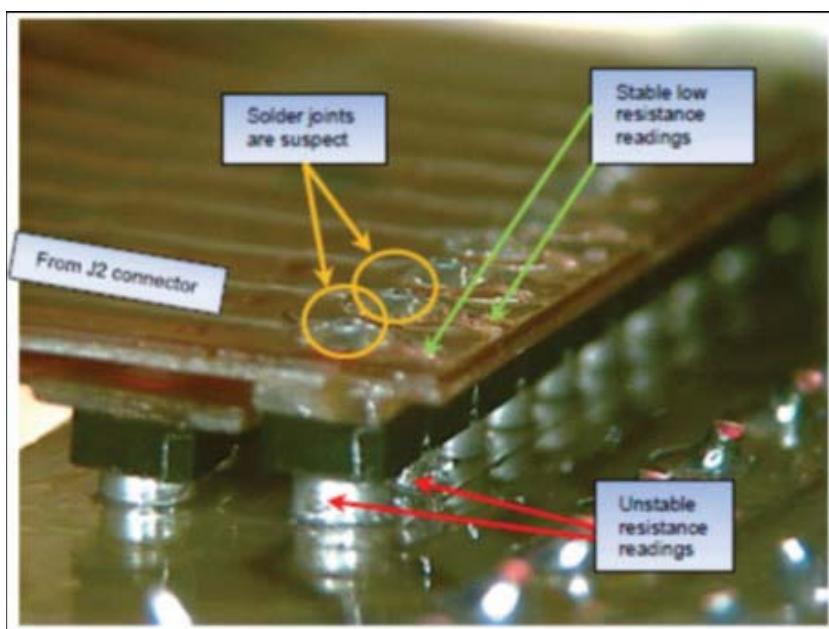


圖 1.16-3 接腳 J 及 A2 電路板連續性檢查

表 1.16-3 二號 AFUJ2 接頭之接腳 J 及 H 電阻測試結果

二號 AFU		電阻	
J2 接頭	X1	X2	X3
接腳 J	穩定	不穩定	不穩定
接腳 H	穩定	不穩定	不穩定

二號 AFU 之功能測試於執行增益測試時因線路短路而未完成，以 X-光檢查發現短路原因可能來自 A2 板上 U5 附件之 16 號接點，因更換元件會視同破壞性檢查，因而決定停止二號 AFU 之功能性測試。

以電腦斷層掃描檢查 J2 焊接點，結果發現焊接點有潛在裂紋。進而執行破壞性測試檢查 J2 線路 90 度接頭內部，以找出連續性失效之可能根本原因。J2 線路自電路板總成被切開後，以光學及掃描式電子顯微鏡 (scanning electron microscope, SEM) 檢查 J2 線路接腳 33-42，圖 1.16-4 顯示接腳 33 及 34 之光學 (40 倍) 及電子顯微鏡影像。再將 J2 線路接頭之接腳 33-42 從中心線位置切片執行檢查，圖 1.16-5 及 1.16-6 顯示接腳 33 及 34 焊接點位置切片影像。光學切片影像中，高鉛含量區域以灰色顯示，散布於以白色顯示之高錫含量區域。在電子顯微鏡切片影像中，高鉛含量區域以白色顯示，高錫含量區域則以灰色顯示。檢視排線與接腳之焊接點位置，顯示在靠近 10 根接腳位置之焊接微結構都呈現較鬆散現象，且越靠近尾端越明顯；在靠近接腳與焊接界面應力區的焊接微結構都有一致性的擴大、粗化及裂痕狀況存在，遠離此應力區的焊接微結構則呈現非常細密的紋理結構。

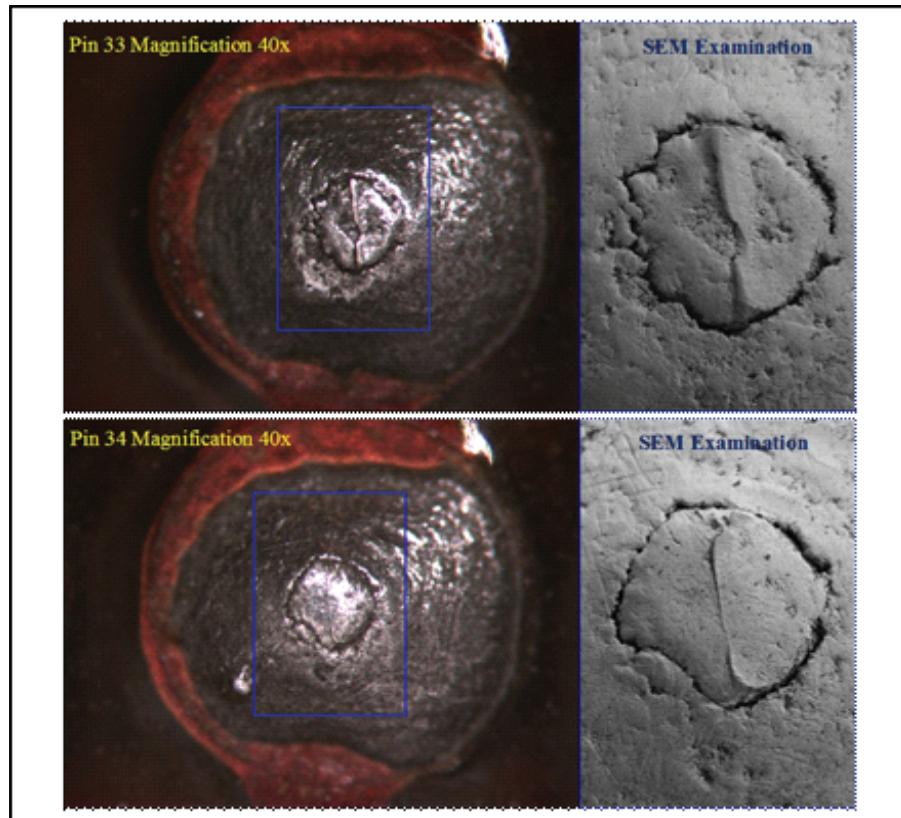


圖 1.16-4 接腳 33 及 34 光學（40 倍）及 SEM 影像

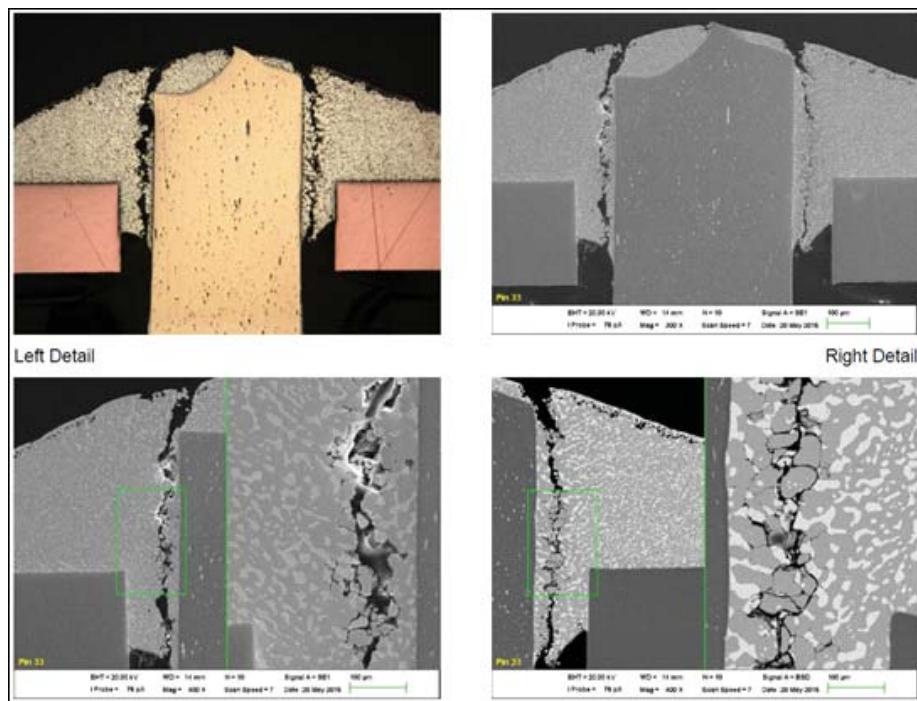


圖 1.16-5 Pin 33 焊接點切片影像

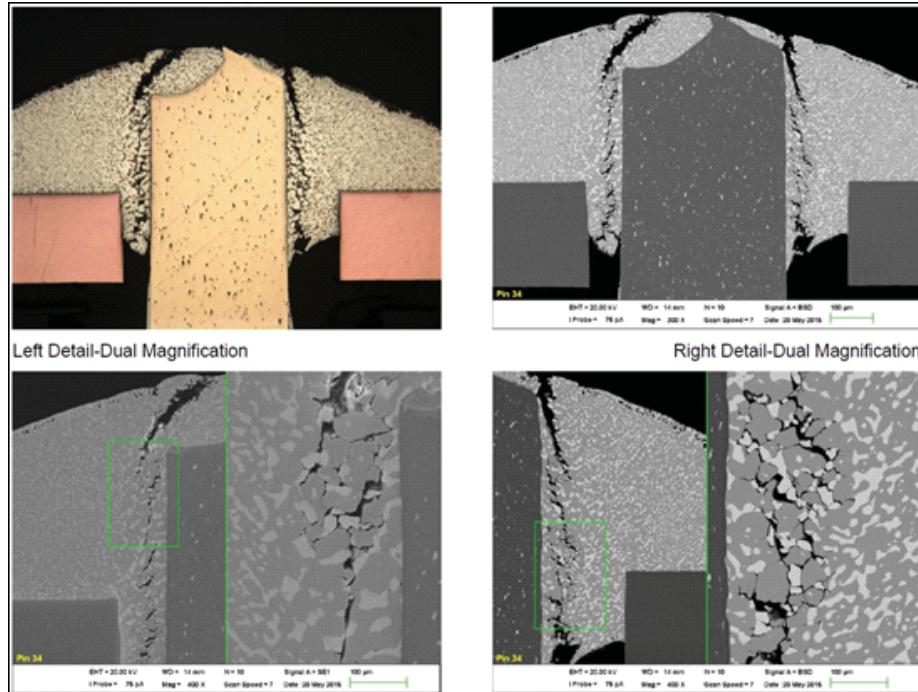


圖 1.16-6 Pin 34 焊接點切片影像

二號 AFU 測試發現摘要：

- J2 接頭之接腳 H 及 J 與電路板間之連續性測試未通過(電阻值高於 CMM 所規定之門檻值)；
- 連續性測試未通過（電阻值高於 CMM 所規定之門檻值）位於 J2 排線和接腳之焊接點界面位置；
- 連續性測試未通過（電阻值高於 CMM 所規定之門檻值）之狀況時有時無；以及
- 在排線與電路板接腳間的焊接點界面應力區之微結構有一致性的擴大、粗化及裂痕狀況存在。

三號 AFU

三號 AFU 其 J2 接頭之接腳 J 未通過連續性測試，當測試者以手搖動排線時，量測接腳 J 所得之電阻值範圍在 1 歐姆至 10 歐姆之間變動，高於附件維修手冊規定接腳 J 限制之 0.35 歐姆電阻值，以 X-光檢查三號 AFU 並未發現缺點；為找出

導致 A2 板排線接合處（34 號接點）與 J2 接頭之接腳 J 之間電阻值增加之來源，用於二號 AFU 之新測試程序也同樣被用於三號 AFU 之測試，同時也定義了與測試二號 AFU 時相同的 3 個測試點 X1、X2 及 X3。

三號 AFU 測試所得電阻值（RX1, RX2, RX3）中，除 RX2 於測試時重複顯示不穩定外，餘均與二號 AFU 測試結果類似；偵測到接腳 J 之連續性失效位置位於排線接頭處（排線尾端，在 J2 接頭的另一端），以此新測試程序之測試結果總結如表 1.16-4。

表 1.16-4 三號 AFU 接頭 J2 之接腳 J 電阻測試結果

三號 AFU		電阻	
接頭 J2	X1	X2	X3
接腳 J	穩定	不穩定	不穩定

以電腦斷層掃描執行 J2 焊接點檢查，發現焊接處可能有裂痕存在，因而以破壞性檢查 J2 線路 90 度接頭內部，以找出產生裂痕可能原因，J2 排線線路自電路板被切開後，以光學及電子顯微鏡檢查 J2 排線接腳 33-42，將 J2 排線線路之接腳 33-42 切片至 20% 深度位置執行檢查，然後再切片至中心線位置，相同檢查再執行一次，檢查結果顯示在靠近 10 根接腳位置焊接處都有微結構鬆散狀況，且越靠近尾端越明顯；在靠近接腳與焊接界面應力區的焊接微結構都有一致性的擴大、粗化及裂痕狀況存在，遠離此應力區的焊接面則呈現非常細密的紋理結構。

三號 AFU 測試發現總結

- 接頭 J2 之接腳 J 與電路板間之連續性測試未通過（電阻值高於 CMM 所規定之門檻值）；
- 連續性測試未通過（電阻值高於 CMM 所規定之門檻值）位於 J2 排線與電路板接腳之焊接界面位置；
- 在電路板與接腳之間的焊接點界面應力區的焊接微結構有一致性的擴大、粗

化及裂痕狀況存在；

- 雖然連續性測試未通過（電阻值高於 CMM 所規定之門檻值），但是功能性測試有通過；以及
- 雖然連續性測試未通過（電阻值高於 CMM 所規定之門檻值），但是熱循環測試有通過。

增加扭力感測之線路電阻模擬測試 AFU 性能

UTAS 為瞭解扭力感測器及 AFU 之間的線路電阻增加的可能衝擊，因而建立 AFU 系統模型，並由 P&WC 提供建立扭力感測模型。AFU 模型簡化為零交叉(zero crossing) 電路，該電路係 AFU 將扭力感測訊號轉換為電壓訊號之第一個訊號處理電路。在扭力感測器模型與 AFU 模型間串接電阻，以代表增加的線路電阻進行模擬測試，模擬結果發現如下：

- 模擬及測試台測試結果顯示，在電阻值介於 10k 至 25k 歐姆時，AFU 性能將會受到衝擊。
- 當電阻值增加到介於 35k 至 50k 歐姆時，AFU 將無法接收到適當的訊號水準。

1.16.5.2 MFC NVM 資料下載

自事故航機機載 2 具多功能電腦 (MFC 1, 2) 共計拆下 22 片電路板，該電路板均送至法國航空失事調查局，執行非揮發性記憶體 (non-volatile memory, NVM) 資料下載及解讀。

自 MFC 1 及 MFC 2 之中央處理單元 (CPU) 電路板取下相關之 4 片記憶體晶片，執行資料下載及解讀前，將 4 片晶片先乾燥處理及完成電路檢查；共計執行兩次資料解讀，以確認下載之二進位檔案資料正確性，結果確認兩次下載之資

料均相同；儲存於記憶體晶片之資料區分為以下 3 組：Basic BITE⁴⁸、Advanced BITE 以及 Super advanced BITE。

解讀結果指出，在 Basic BITE 中有記憶到 code 02 (flight control) 之失效代碼，自最後一次執行 MFC 維修⁴⁹後，該機無其他可偵測到的失效代碼。

Advanced BITE 提供飛機事故前最後 8 個航班的技術資訊，除事故前的 2 個航班無失效代碼紀錄外，其餘 6 個航班都有 code 02 失效代碼之紀錄，code 02 失效代碼之定義及相關改正措施如下：

- TORQUE 2 FAULT (二號發動機扭力指示故障，延遲確認：30 秒)。
- 產生該失效代碼之條件為：右側油門手桿在 TO 位置且扭力低於 25%，或者右側油門手桿不在 TO 位置且扭力高於 50%；並且右側 ECU 無故障、右側發動機無低滑油壓力，及 MFC1B 或 2B 為有效的。
- 維修作為：檢查 AFU、扭力感測器、位於右側油門手桿之微動開關及相關線路。

當 code 02 失效代碼發生時，其失效原因可能來自：二號發動機之一號扭力感測器⁵⁰、線束或二號 AFU (序號：RT2362)，該項失效會影響 EWD 之扭力指示，飛航組員可能會看到二號發動機類比式扭力指示晃動。

該機事故前的最後 2 個航班與事故航班都在同一天飛航（民國 104 年 2 月 4 日），記憶體晶片中無該 2 航班之失效碼紀錄。

⁴⁸ BITE：內建測試裝備 (built-in test equipment)，在飛機有供電狀況下，BITE 可提供維修人員在地面及空中之整合維修監控系統，該系統設計目的為減少機上維修時間、降低不確定的線上可更換件 (LRU) 比率以及協助辨識失效 LRU 件及其相關界面。

⁴⁹ 復興資訊：復興於每週三晚上執行飛機每週檢查時會檢查 MFC 記憶體，若僅有 WOW (weight on wheels) 失效碼出現，就會將記憶體資料刪除，若有 WOW 以外之失效碼出現，則會將相關修改作為登錄於維護紀錄簿 (TLB)；復興維護紀錄顯示事故航機最近一次每週檢查於民國 104 年 1 月 28 日執行，無故障發現。

⁵⁰ 發動機之一號扭力感測器提供 EWD 上之類比扭力顯示，假如在事故前類比扭力顯示已經失效，這樣的失效可能會影響提供駕駛員之扭力資訊。二號扭力感測器則是提供 EWD 上之扭力數字顯示，DFDR 所記錄之扭力值亦來自於二號扭力感測器。

事故航班飛航期間，二號 MFC 內部 super advanced BITE 記錄到來自二號 AFU 自動順槳之請求，模組 2A 及 2B 均記錄到相同內容如下：

- 為單一紀錄
- Code E1：二號自動順槳幫浦致動訊號狀態
- Code E3：自動順槳訊號來自二號 AFU

上述紀錄與事故航班飛航(所有 MFC 模組)期間記錄於 Basic BITE 中之 code 02 失效（飛行控制）一致，當時記錄之右側油門手桿在起飛位置，以及扭力低於 25%。

非揮發性記憶體資料發現總結

- MFC 除偵測到無效的扭力指示外，自從最後一次刪除 MFC 記憶體資料（維修作為）後，無其他故障紀錄；
- 二號 AFU 提供給 MFC 之二號發動機扭力值曾低於 25%，且持續時間超過 30 秒；以及
- 自動順槳系統於事故航班飛航時被致動。

1.16.5.3 PEC 及 EEC 資料下載

兩具發動機電子控制器（EEC）及兩具螺旋槳電子控制器（PEC）自事故航機拆下後，送至位於美國康乃狄克州 Windsor Locks 之製造廠（Hamilton Sundstrand），執行非揮發性記憶體資料下載。民國 104 年 4 月 20 至 22 日，製造廠人員在美國國家運輸安全委員會、加拿大運輸部，及發動機製造廠 P&WC 等單位代表監督下執行資料下載。製造廠完成技術報告後於民國 104 年 5 月 20 日將報告遞交飛安會，有關 EEC 及 PEC 之料件基本資料詳表 1.16-5。

表 1.16-5 EEC 及 PEC 基本資料

	料號	序號	位置
EEC	1012974-4-002	14040035	一號 / 左
EEC	1012974-4-002	13100020	二號 / 右
PEC	816332-5-401	13070018	一號 / 左
PEC	816332-5-401	13080013	二號 / 右

下載資料及技術報告顯示，事故航班飛航期間，兩具 PEC 均無失效且無故障碼紀錄；兩具 EEC 通過上電測試，其記憶體有儲存故障碼資料，每一筆故障碼儲存時間都在事故航班之前，檢視其故障碼資料，其可能原因係來自 EEC、DCU、AFU 及 ADC (air data computer，大氣資料電腦) 之上電順序所引起。

1.16.5.4 線束檢查

兩具發動機連接一號扭力感測器及 AFU 之線束從事故航機被拆下後，送至法國航空失事調查局執行更進一步檢查，檢查執行方式包括目視、顯微鏡檢查及 X 光檢查；此連接扭力感測器及 AFU 之線束接頭如下圖（詳圖 1.16-7）：

- AFU 端接頭之接腳 H 及 J；以及
- 扭力感測器端接頭之接腳 1 及接腳 2。

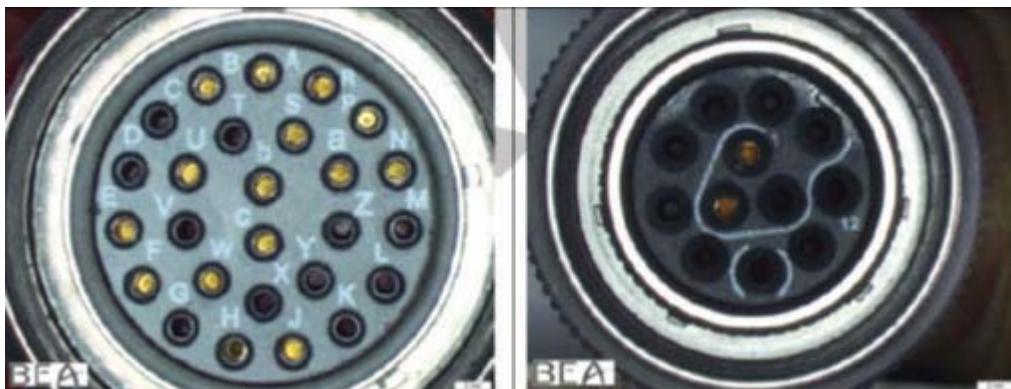


圖 1.16-7 AFU 端接頭（左）扭力感測器端接頭（右）

以 X 光檢查此線束未發現異常，連接二號發動機扭力感測器及 AFU 線束接頭之 X 光照片詳圖 1.16-8。

顯微鏡檢查辨識出二號發動機 AFU 訊號線接頭接腳 H 與其他接腳存在差異，圖 1.16-9 顯示二號 AFU 線束接頭之接腳 H 及 J 照片。

此線束亦被攜至 UTAS 執行連續性檢查（與 AFU 測試同一期間），接腳 J 及 H 連續性檢查其電阻值分別為 0.20 歐姆及 0.21 歐姆。

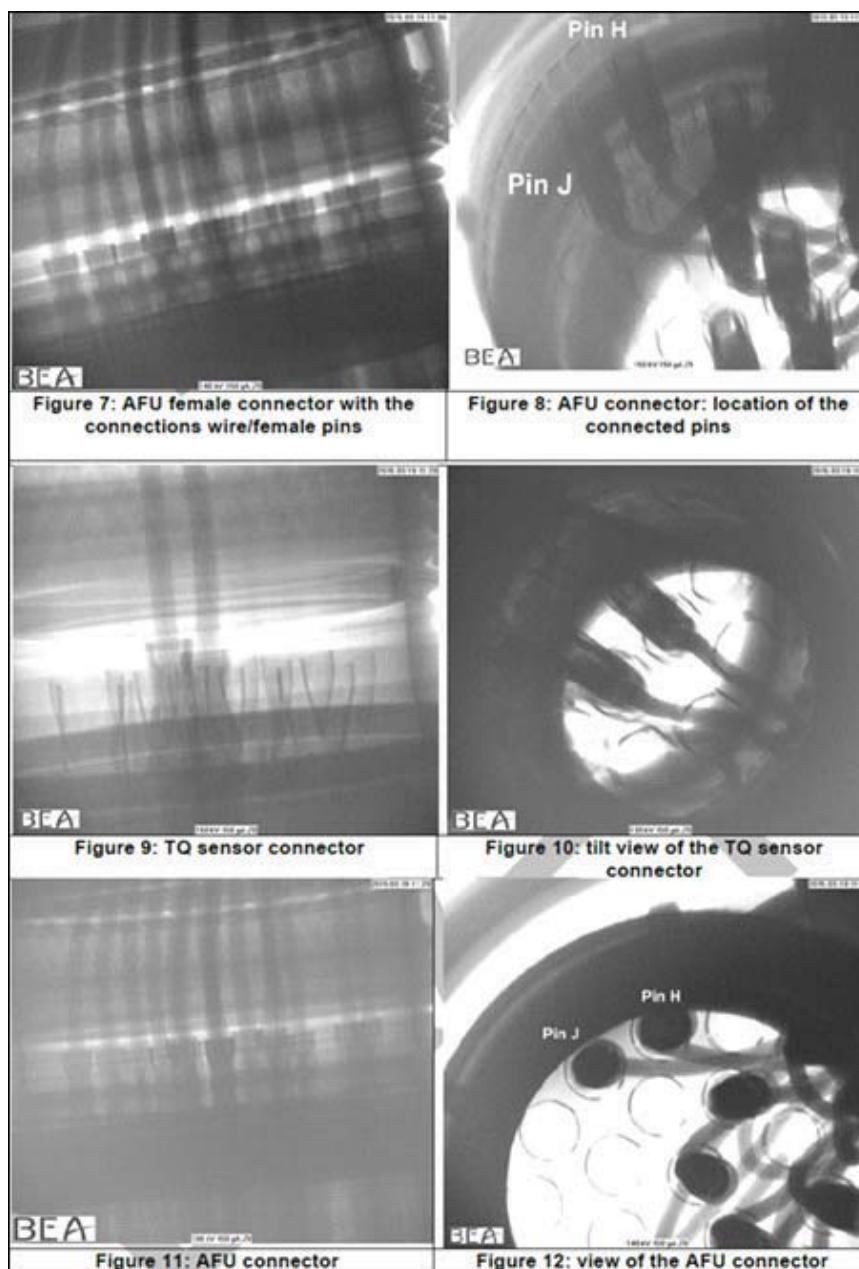


圖 1.16-8 AFU 扭力感測器線束接頭 X 光檢查



圖 1.16-9 二號 AFU 端線束接頭之接腳 H (左) 及 J (右)

1.6.5.5 發動機感測器

自事故航機一、二號發動機拆下右扭力、左扭力、N_p 轉速、下 N_h 轉速、上 N_h 轉速及 N₁ 轉速等共計 12 具之感測器，送至加拿大運輸安全委員會，再轉送至發動機製造廠 P&WC 執行測試，完成所有必要測試後，於民國 104 年 6 月 22 日，P&WC 遞交編號 RFA No 15ECN00082 SI File No: 15-006 之測試報告乙份予飛安會。依據該份報告，轉速及扭力感測器之外部檢查顯示都有曾浸沒於水中及撞擊的現象，測試結果總結於附錄四。有關二號發動機扭力感測器詳細檢查及測試結果如下。

二號發動機左側扭力感測器（序號 CH1468）

此感測器係發動機交機時即安裝於該發動機上，工廠檢查結果如下：

深色殘渣遺留於扭力感測器探頭頂端，磁鐵部分陷入探頭頂端，電氣接頭內部無汙染且乾燥，探頭本體已彎曲（詳圖 1.16-10），墊圈損壞露出於探頭頂端。拆除訊號線之後，在感測器電氣接頭內部觀察到有少量白色殘渣遺留，在墊圈溝槽發現有滑油及結晶殘渣遺留，化學成分分析辨識此纖維狀物質之殘渣為含有矽氧及鈉之成份（可能為玻璃纖維），同時亦包含矽氧及鐵氧化合物以及鋁鉀之成份，該等殘渣遺留可能來自周遭環境之碎片以及鎂氧化合物。

該感測器依據測試文件 TR0736 Rev. 04 (P&WC ACMM 3075736 Rev. 1) 完成測試，結果記錄如下：

- 測試點 4.2 線圈電阻：感測器於室溫狀態接腳 3 及接腳 4 為開路(open circuit)。
- 測試點 6.2 動態測試：設定感測器頂端至音輪組間隙為 0.035 吋，以及音輪組轉速為 639RPM，接腳 1 及接腳 2 之間峰值電壓為 0.85 伏特，低於測試點峰值電壓最低限制之 1.5 伏特。
- 測試點 6.3 動態測試：設定感測器頂端至音輪組間隙為 0.035 吋，以及音輪組轉速為 4,263RPM，接腳 1 及接腳 2 之間峰值電壓為 5.21 伏特，低於測試點峰值電壓最低限制之 8.9 伏特。
- 測試點 6.6 動態測試：設定感測器頂端至音輪組間隙為 0.035 吋，以及音輪組轉速為 4,263RPM，接腳 3 及接腳 4 之間峰值電壓為 5.94 伏特，低於測試點峰值電壓最低限制之 8.9 伏特。
- 測試點 6.2 至 6.6 動態測試：測試過程中，峰值電壓呈現不穩定的飄移。

附註：各測試點引用之參考值係節錄自專屬之附件維修手冊或翻修手冊，附件維修手冊或翻修手冊中設定值之範圍係為重新驗證該附件，在此僅供參考用途。

感測器 3D X 光分析（詳圖 1.16-11）指出，線圈在感測器彎曲部位因撞擊而造成斷裂。



圖 1.16-10 二號發動機左側扭力感測器（序號 CH1468）外觀圖

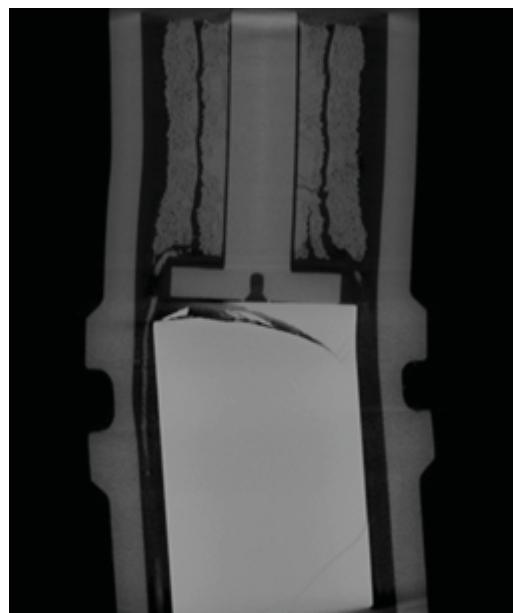


圖 1.16-11 二號發動機左側扭力感測器（序號 CH1468）X 光圖

二號發動機右側扭力感測器（序號 CH1457）

此感測器（詳圖 1.16-12）非發動機交機時安裝於該發動機上之感測器，工廠檢查結果如下：

深色殘渣遺留於扭力感測器接頭部位，探頭頂端有少量深色殘渣遺留及接觸痕跡，訊號線尾端以一只熱縮套管附著於電氣接頭，墊圈露出並附著於探頭頂端

。拆除訊號線之後，在感測器電氣接頭內部觀察到有少量清澈液體遺留，在探頭頂端有含鐵氧成份之微量矽的殘留。

該感測器依據測試文件 TR0736 Rev. 04 (P&WC ACMM 3075736 Rev. 1) 完成測試，結果記錄如下：

- 測試點 6.2 動態測試：設定感測器頂端至音輪組間隙為 0.035 吋，以及音輪組轉速為 639RPM，接腳 1 及接腳 2 之間峰值電壓為 1.49 伏特，略低於測試點峰值電壓最低限制之 1.5 伏特。
- 測試點 6.3 動態測試：設定感測器頂端至音輪組間隙為 0.035 吋，以及音輪組轉速為 4,263RPM，接腳 1 及接腳 2 之間峰值電壓為 8.5 伏特，稍低於測試點峰值電壓最低限制之 8.9 伏特。

附註：各測試點引用之參考值係節錄自專屬之附件維修手冊或翻修手冊，附件維修手冊或翻修手冊中設定值之範圍係為重新驗證該附件，在此僅供參考用途。



圖 1.16-12 二號發動機左側扭力感測器（序號 CH1457）外觀圖

1.17 組織與管理

1.17.1 復興航務處

復興航務處最高主管為協理，航務處下轄行政派遣部、機隊管理部與標訓發展部，組織架構如圖 1.17-1。

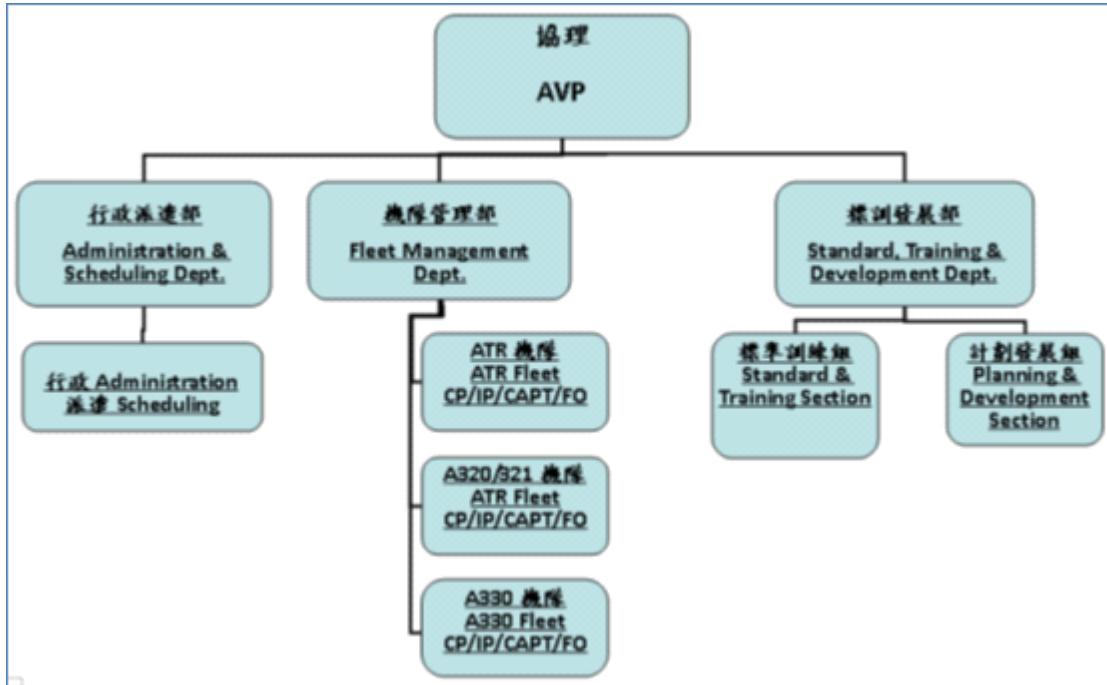


圖 1.17-1 復興航務處組織圖

標訓練發展部（以下簡稱標訓部）下轄標準訓練組及計畫發展組。標訓部負責各機隊（包含 ATR 機隊）飛航組員之訓練及考驗業務，訓練項目包括：

- (a) 機種訓練；
- (b) 地面學科訓練；
- (c) 初始訓練；
- (d) 年度複訓；
- (e) 轉訓；
- (f) 升訓；
- (g) 教師駕駛員及檢定駕駛員訓練；
- (h) 駕駛員培訓；
- (i) 恢復資格訓練；
- (j) Airbus 機種轉換訓練與 ATR 差異訓練。

另外，標訓部亦負責提供危險品及特殊操作訓練，例如：縮減垂直隔離空域作業（reduced vertical separation minimum, RVSM）、性能導航（performance based

navigation, PBN)、雙發動機延程作業 (extended range twin-engine operations, ETOPS)、低能見度作業 (low visibility operations, LVO)、寒冷天氣操作、高高度機場作業及疲勞管理訓練等項目。

民航局授權復興標訓部選派合格且適任之正駕駛員擔任委任檢定考試官 (designated examiners, DE)，負責飛航組員之機種訓練及授證考驗。民國 100 年至 102 年間，除一名 ATR72-500 機隊之駕駛員因未通過適職性考驗遭淘汰外，其餘所有駕駛員均通過機種訓練、適職性與航路考驗。由於 GE235 飛航事故，民航局為了風險控管，要求復興 ATR72 所有駕駛員均需通過一項額外且具更高標準的適職性考驗，共計 55 名駕駛員參與該考驗。

該適職性考驗由民航局及委任考試官主導，其中有 10 位駕駛員未能通過口試，另有 19 位駕駛員因病假或人處國外未在臺灣而未參加考驗，共計 29 位駕駛員停飛一個月等候重考。之後 1 位正駕駛員遭降職，另有數位駕駛員離職。其他停職等待重考的駕駛員後來均通過是項考驗。

1.17.1.1 ATR72 初始訓練

復興 ATR72 駕駛員初始訓練包括：

- (1) 地面學科：以線上學習課程或教室授課方式實施，課程含航空器系統、航機性能、相關規定以及安全及緊急程序。
- (2) 航路觀摩：在進入模擬機訓練前實施 4 架次，初次航路操作經驗 (initial operating experience, IOE) 前實施 4 架次，共實施 8 航次，
- (3) 模擬機訓練：共計 18 批次，包括正常、不正常及緊急程序，含風切、可控飛行撞地、空中防撞系統 (traffic collision avoidance system, TCAS)、不正常動作改正。其中 7 梯次是在固定式模擬機實施，另有 11 梯次是在全功能飛行模擬機執行。
- (4) 本場訓練：含 2 課實機訓練飛行及 1 課考驗飛行。

- (5) 初次航路操作經驗（IOE）：包含 3 階段，第 1 階段為監控駕駛員（PM）工作；第 2 階段是操控駕駛員（PF）工作；第 3 階段是整體表現。
- (6) 學員需通過最後的航路考驗才能成為完成合格的駕駛員。

1.17.1.2 年度複訓

標訓部負責每半年 1 次的年度複訓。每 12 個日曆月內需執行 2 次年度複訓和考驗，相關訓練需於執行考驗前完成，且 2 次考驗相隔 4 至 8 個日曆月。每年之年度複訓含地面學科及模擬機，其中每年地面學科配當至少 20 小時之上。

1.17.2 副駕駛員升等正駕駛員流程與訓練

1.17.2.1 甄選流程

復興副駕駛員升訓正駕駛員相關程序係訂定於航務處作業手冊 5-3 節。依據前述程序，航務處應依據前項手冊第 10 章所規定之升訓資格與經驗要求，篩選出符合基本條件之副駕駛員人選，並須獲得所屬機隊教師駕駛員會議之推薦，始能成為候選人員。未獲推薦者，於完成額外之加強訓練並獲教師駕駛員會議推薦後，亦能成為候選人員。航務處另應呈報公司總經理，以核定升訓之需求人數。需求人數核定後，升訓候選人員須於指定期間參加學科考試，及格成績為 90 分，學科成績及格者始能參加下一階段之口試。口試時至少須由 2/3 之該機隊教師駕駛員/檢定駕駛員出席擔任口試官，口試官會決定最終參加升等訓練人選之分數與排名；若有達 1/3 或以上之口試官評比低於 60 分，則不得參加升等訓練。

復興 ATR72 機隊之副駕駛員，包含事故正駕駛員 A 君共計 3 員於民國 103 年 4 月 7 日參加升訓候選人員甄選口試，當時 ATR72 機隊共有 12 名教師駕駛員/檢定駕駛員，有 6 名出席前述口試，其中一名口試官評定該 3 名副駕駛員口試表現皆低於 60 分；另一名口試官皆給予 60 分；其他口試官給予高於 60 分以上不等之分數。

1.17.2.2 升等訓練之地面學科訓練

復興飛航訓練管理手冊 2.4 節規定升等訓練內含以下三類：地面學科訓練、模擬機訓練，以及航路訓練。2.4.2 節地面學科訓練規定則指出，地面學科測驗於所有地面學科課程完成後舉行。

復興 ATR72 機隊計 4 名副駕駛員參加民國 103 年升等訓練，其中包含事故正駕駛員 A 君共計 3 名駕駛員，於民國 103 年 5 月 12 日參加地面學科測驗時，仍未完成所有地面學科訓練，不符合復興升等訓練相關程序。訪談紀錄顯示，不符程序係因該 3 名副駕駛員於地面學科訓練期間被指派執行飛航任務。

1.17.3 ATR72-500 轉 ATR72-600 型機差異訓練

1.17.3.1 歐洲航空安全署之操作評估委員會報告

復興 ATR72-500 轉 ATR72-600 型機差異訓練（簡稱 ATR72-600 差異訓練）計畫係依據歐洲航空安全署（EASA）ATR42/72 飛航組員操作資格評估委員會（operational evaluation board, OEB）報告⁵¹所訂定。依據受訓駕駛員總飛航時間、機型經驗，以及過去所飛行之 ATR72 型機外型配置與設備等，而有數種不同的差異訓練計畫。針對 ATR72-600 型機，OEB 建議有兩種制式之差異訓練計畫，分別是 5 日與 10 日之訓練時程。5 日型訓練計畫之受訓人員須為現役並具備有 ATR72-500 型機資格之駕駛員，並具 ATR72-500 型機 500 小時以上之總飛航時間，或最近 12 個月有 ATR72-500 型機 100 小時以上之飛航時間。未能符合前述條件者則須接受 10 日型之訓練計畫。

OEB 報告 6.7.1 節指出，執行地面與飛行術科之差異訓練期間，應於適當時間點特別加強下列項目⁵²：

- 起飛過程發動機失效；

⁵¹ European Aviation Safety Agency operational evaluation board report, ATR42/72 Flight Crew Qualifications (第 3 次修訂版期，日期為 102 年 8 月 23 日)。

⁵² 特別強調之訓練領域 (TASE: training areas of special emphasis)。

- 正常、不正常與緊急情況時航電系統之使用，包括：飛航模式顯示器（FMA）之顯示、發動機與警告系統顯示器（EWD）之警示（caution）與警告（warning）訊息，以及相關的人為因素議題；
- 飛航管理系統（flight management system, FMS）之使用；
- 電子式檢查表之使用（electronic check list, ECL）；以及
- 各項新功能相關之組員資源管理（crew resource management, CRM）技巧應用。

OEB 報告 9.3.2 節則建議 ATR72-600 差異訓練後之航路訓練需求，對於符合 5 日型訓練計畫之駕駛員，應考量其整體 ATR 型機與/或數位化駕駛艙（glass cockpit）之經驗，提供 6 至 10 航段，擔任 PF 或 PM 之飛行訓練；對於符合 10 日型訓練計畫者，則應提供 25 至 30 航段，擔任 PF 或 PM 之飛行訓練。

1.17.3.2 復興 ATR72-600 差異訓練計畫

依據復興飛航訓練管理手冊 2.18 節，ATR72-500 駕駛員於完成 ATR72-600 差異訓練後，始能擔任 ATR72-600 駕駛員。該訓練係委由 ATR 原廠施訓，課程表詳如附錄五。受訓駕駛員於完成差異訓練之地面學科與模擬機訓練後，則須額外接受由委任考試官或民航局檢查員所執行之模擬機考驗。通過考驗後，受訓駕駛員另須完成 8 個航路訓練航段，以及 2 個航路考驗航段，以獲得 ATR72-600 之初次航路操作經驗。

1.17.4 組員資源管理訓練

飛安會 GE222 飛航事故⁵³調查報告已詳列復興駕駛員年度複訓中，有關非技

⁵³ 民國 103 年 7 月 23 日，復興航空客運航班 GE222，一架 ATR72 型機，註冊編號 B-22810，自高雄國際機場起飛，目的地澎湖馬公機場。機上共有 58 名人員，包括 2 名飛航組員，2 名客艙組員及 54 名旅客。當執行 VOR20 跑道進場時，於 19:06L 時飛機墜毀於馬公機場附近西溪村，造成 48 人死亡，10 人重傷，以及地面 5 名居民輕傷之事故。

術性技巧⁵⁴之部分。本節係整理該事故後，復興針對非技術性技巧相關資訊所進行之更新。本報告 1.18.2.1 節則摘錄復興航務手冊中有關非技術性技巧之內容。

1.17.4.1 訓練政策

飛航訓練管理手冊訂定有復興飛航組員之組員資源管理（CRM）訓練政策。事故時最新之手冊版本⁵⁵係於事故前近一個月內修訂，因此，該機飛航組員實際所接受之 CRM 訓練係依循前一版之手冊規定。

事故時最新與前一版期之飛航訓練管理手冊中，有關 CRM 訓練之內容摘要如下：

事故時有效之 CRM 訓練規定

- 機種新進訓練、升等訓練、與機種轉換訓練等皆須包含 4 小時之全功能飛行模擬機（FFS）線上導向飛行訓練（LOFT⁵⁶）；
- 機種新進訓練須包含 4 小時之 CRM 地面學科訓練，內容包括：CRM 定義、自動化理念、CRM 運用邏輯、CRM 政策、CRM 發展概況、CRM 技巧組合、錯誤避免、決策過程、威脅與疏失管理、溝通，與案例介紹；
- 駕駛員完成機種新進訓練後，每 24 個月須接受 CRM 地面學科複訓 1 次，惟未規範訓練時數；
- 機種新進訓練與年度複訓時，皆須於模擬機與實機訓練中練習 CRM 技巧與觀念。

事故飛航組員所接受之 CRM 訓練

- 機種新進訓練須包含 4 小時之 CRM 地面學科訓練，然而，飛航訓練管理手

⁵⁴ 航空界已普遍地區別技術與非技術技巧（non-technical skills, NOTECHS），以釐清駕駛員所須具備的操作技巧與技術知識，以及特別是在多組員環境中所需之人際互動與行為技巧之差異。這些非技術性技巧一般稱之為組員資源管理以及威脅與疏失管理，其內容包括：領導力、溝通、決策下達、與狀況警覺等。

⁵⁵ 飛航訓練管理手冊第 33 版，修訂日期民國 104 年 1 月 8 日。

⁵⁶ Line-oriented flight training.

冊並未明訂訓練內容。駕駛員完成機種新進訓練後，每 36 個月須接受 CRM 地面學科複訓 1 次，惟未規範訓練時數。CRM 地面學科複訓係包含於安管室所舉辦之安全與保安訓練，且依據飛航組員 CRM 訓練紀錄與復興安全管理手冊，CRM 地面學科複訓係每兩年辦理 1 次，時數為 1 小時；

- CRM 訓練每年須至少 1 次整合於模擬機複訓中；
- 每年其中 1 次的模擬機複訓(訓練時數 4 小時)須包含 LOFT 方式施訓。LOFT 訓練係以模擬線上飛行環境之方式執行，並依據特定的 CRM 訓練目標設計訓練情境。過程中訓練教官僅觀察受訓人員之 CRM 技巧，不會中途干擾，而是訓練完成後與受訓人員討論其表現。

復興飛航組員訓練相關主管於訪談時表示：GE235 事故前，CRM 之模擬機訓練並非以標準化的方式執行，主要係依賴訓練教官個人經驗。復興並未提供訓練教官特別的訓練與指引，以協助教官熟悉如何有效地藉由模擬機教導 CRM 技巧，以及評估受訓人員之 CRM 表現，包括如何針對特定之 CRM 訓練目標發展相關的 LOFT 訓練情境等。另外，訓練教官亦顯少於訓練後之檢討中，應用模擬機訓練之影音紀錄，與受訓人員討論其 CRM 表現。

1.17.4.2 CRM 與人為因素地面學科訓練教材

復興飛航組員 CRM 訓練主要針對 CRM 的發展歷史進行介紹，並未建立標準化的訓練教材，不同的訓練教官有其各自的教材。復興安管室人員表示，CRM 訓練主題係訂定於航務手冊第 5 章，內容包括：CRM 技巧、錯誤避免、威脅與疏失管理，以及決策下達等。

1.17.5 訓練紀錄管理

依據「航空器飛航作業管理規則」第 21 條，民航局要求航空器使用人應建立系統，以保存完整之訓練紀錄供民航局檢查。

復興航務處作業手冊 11-9 節訂定有航務相關紀錄與資料之管理規定，各類紀

錄與資料保存期限如下：飛航時間與執勤期間紀錄至少 1 年；飛航文件至少 3 個月；駕駛員班表資料至少 2 年；個人資料與訓練紀錄，包含通過與未通過之考驗紀錄以及任職於復興期間之紀錄皆須保存。相關紀錄與資料於保存期限後始可銷毀。另外，各類紀錄須清晰可閱讀，維護及保全於適當的設備內（例如金屬製的櫃子），且唯有授權人員始得檢視該等資料。

GE235 飛航事故發生前，復興所有飛航組員之 ATR72-600 差異訓練紀錄皆未保存於復興航務處，係留存於施訓之 ATR 原廠訓練單位。

1.17.6 ATPCS 檢查政策與程序

ATPCS 是飛機發動機組件中的一個子系統，起飛時若是遭遇一個發動機失效，可以立即發揮作用，調整仍然正常運作的發動機，並增加起飛動力；同時自動將已經失效的發動機順漿。

復興 ATPCS 檢查政策

復興航務處為了降低在起飛滾行時，因為 ATPCS 的顯示沒有「ARM」（備動）而放棄起飛的機率，在民國 100 年及 101 年曾經對 ATR 機隊駕駛員⁵⁷發布了兩則技術通報。

民國 100 年 11 月 30 日，復興發布了第一則技術通報：

技術通報 No.1001130p，民國 100 年

本通報要求飛航組員在飛行前提示中額外增加一條項目如下：飛航組員於飛行前提示中，應檢查規定起飛重量（regulated take off weight, RTOW）限制。如果實際起飛重量（actual take off weight, ATOW）低於 RTOW 限制，當起飛滾行時 ATPCS 「ARM」指示燈未亮起，組員得以繼續起飛。反之，則應放棄起飛。

⁵⁷ 當時復興僅有 ATR72-500 型機。

民國 101 年 2 月份，復興曾經諮詢 ATR 飛機製造廠，當飛機設定起飛推力，於起飛滾行時，駕駛員發現 ATPCS「ARM」指示燈未亮起，若飛機重量不重(ATPCS 關斷，ATOW 低於 RTOW)，此時是否應該繼續起飛？ATR 原廠的回覆意見是，假使 ATPCS 「ARM」 指示燈沒亮，且飛機速度仍低於 V1，在一個較低的速度之下，最安全的因應之道是放棄起飛，滑回檢查飛機找出問題。

民國 101 年 4 月 26 日，復興在一次教師駕駛員/考核駕駛員會議中曾經針對 ATPCS 問題提出討論。會議紀錄中顯示：復興 ATR-500 型機在起飛滾行中，若 ATPCS 「ARM」 指示燈未亮起，且飛機總重量於限制範圍內，駕駛員得以繼續起飛。

民國 101 年 6 月 4 日，復興發布了第二則技術通報：

技術通報 No.m1010604x，民國 101 年

本通報包含細部程序及附件（航機飛航手冊（AFM）補充文件 7_02.10），與 ATPCS 未能在備動狀態相關事項如下：

1. 發動機啓動前，飛航組員應根據天氣狀況及檢查 RTOW 圖表，得到起飛重量限制及性能資料。
2. 如 ATPCS 不在備動狀態，操控駕駛員應運用儲備起飛（RTO）動力，將左右油門同時推至「RAMP」位置，並指示監控駕駛員將 ATPCS 及供氣閥置於「OFF」位置；並
3. 於起飛後，執行起飛後檢查程序時，將左右油門置於「NOTCH」位置，及將兩個供氣閥置於「ON」。

復興飛航訓練督導在接受訪談時表示：上述技術通告僅適用於 ATR72-500 型機之飛行操作。對於 ATR72-600 型機來說，在起飛滾行若發現 ATPCS 不在備動狀態時，駕駛員的訓練則是必須立即放棄起飛。

其他復興 ATPCS 相關操作程序如下：

- ATPCS OFF 之簽放程序

該程序（附錄六）詳述於飛機飛航手冊（AFM）補充文件 7_02.10。當 ATPCS 失效時，飛航組員可以依該程序簽放飛機。

- ATPCS 靜態測試程序

該程序詳述於 ATR72-600 SOPs 初始座艙準備章節中（5-17 頁）。飛航組員於進行初始座艙準備時，應執行此測試程序以檢查 ATPCS 功能。

- ATR72-600 正常檢查表

飛航組員於起飛前提示時，應檢查「ATPCS OFF（失效時）起飛重量」。如附錄七。

- 起飛程序

該程序詳述於 ATR72-600 SOPs「起飛」章節中（12-1 頁）。CM1 於起飛滾行操作中應檢查 ATPCS 是否為備動狀態，並呼叫出檢查結果（如 1.18.2.2 節）。

- ATPCS 動態測試程序

該程序詳述於 ATR72-600 SOPs「每日檢查」章節中（23-1 頁）。飛航組員於每日最後一航班任務時，應執行該程序以檢查 ATPCS 功能。

復興飛航訓練督導於訪談中表示：飛行組員的訓練會強調，在起飛滾行中如果 ATPCS 顯示為非備動狀態，ATR72-600 型機駕駛員應立即放棄起飛。因為起飛時若 ATPCS 不在備動狀態，有些必須執行的程序，不適合在起飛滾行時執行。基於此，組員被要求執行放棄起飛。然而上述政策卻並沒有明文記載於任何公司內部手冊或對飛航組員發出之公告中。

- ATR ATPCS 檢查政策

在事故過後，ATR 提供了一份有關於起飛時執行檢查之標準作業程序（SOP）政策說明，特別是針對 ATPCS 的檢查（如附錄八）。茲就該說明內容摘錄並翻譯

如下：

標準作業程序之目的在於確保航空器在任何階段之飛行，其飛行姿態與外型都是正確而適當的，包括起飛。在定義上，任何檢查未完成，則應停止正在進行的程序，且不能繼續起飛。

此為業界的準則。

按照 ATR 之 SOP，參考 FCOM 2.03.14，上述政策適用於以下起飛滾行速度達到 V1 前，與檢查相關之所有行動。

- 檢查 FMA
- 檢查 ATPCS
- 檢查發動機參數
- 檢查動力設定
- 檢查 70 (浬/時) 空速指示及其他相關檢查（確認兩位飛航組員均可執行起飛，必要時操控轉換）

檢查表所列行動「ATPCS ARM...CHECK then ANNOUNCE」，這一項之目的在於，確認 ATPCS 在正確狀態中，起飛時若遭遇發動機失效狀況，能夠發揮功能。

在開始起飛時，將油門手桿 PL1+2 設定於 NOTCH 位置，若檢查 ATPCS 未於備動狀態，ARM 指示燈不亮，即表示 ATPCS 無法正常發揮功能。

ATR 廠發布了第 27 號操作工程通告 (operations engineering bulletin, OEB)，以強調上述之重要性，其內容為：「確實檢查 ATPCS 在備動狀態並且呼叫出檢查結果 (FCOM 2.03.14)。當左右油門手桿置於 NOTCH 位置，而 ATPCS 未在備動狀態，或間歇性的備動狀態下，必須如同其他起飛滾行不正常狀況，立即中斷起飛操作。」

1.17.7 民航局安全管理之監督/檢查計畫

民用航空之監理是以系統化的方式評估航空產業之安全水平及施行適當的因應措施。運用品質保證的方法以支持妥適發展之監督管理計畫，不斷努力以達到下列的要求：

- 有效性
- 一致性
- 具有效率

主管機關基於其公布之法規需求而制定一套標準；民航局為我民航主管機關，依其組織架構及其相關之法規，設立我國民用航空事業之標準。

業界遵守民航法規相關要求僅能達到飛航安全的最低水平，有些非屬法規上的項目亦被認定為風險指標，這些指標的本身或加總起來，都可能影響飛航安全。

民航局的監督與查核計畫促使民航業者依法從事有關事業，及判定業者遵守法規的程度，並記錄所觀察結果作為飛航安全風險指標之依據。運用這些監理業務所得資訊，能提供作為一個改正行動遵循之基礎，改正的範圍從遵守法規的導引、教育及輔導，甚至到強制執行。

主管機關之查核為達成下列項目：

- 確認現行作業情形；
- 建立妥適的作業常態；
- 建立符合實際運作之文件；
- 審視業者之系統是否符合法規；
- 判定業者之員工是否適當訓練及合格適職；
- 確認任何立即性重大飛安問題。

民航局對航空公司的監督與查核計畫，包括深度檢查及定期的駕駛艙航路檢

查、專案檢查，以及業者會議。航務查核有關之程序與要點可見於民航局航務檢查員手冊。民航局指派至各航空公司之主任航務檢查員（POI）是與業者在航務作業上之主要介面。有關 GE222 飛航事故調查已經確認某些民航局需加強監督管理部分，在本報告中將不再重複討論。

GE222 事故之後，民航局在民國 103 年 8 月針對復興的航務處、公司營運管制，以及飛安室，執行過一次深度檢查，發現之安全缺失如下（包括但不侷限）：

- 飛航組員之訓練及檢定標準化不足
- 組員資源管理相關問題
- 飛航組員未遵守標準作業程序

此外，GE222 事故及飛安會在之前的飛安調查中即已發現，復興飛航組員在線上飛行及訓練時，都有普遍性不遵守程序的現象。這些安全議題在發生 GE235 飛航事故時，航空公司仍在處理中。

1.18 其他資訊

1.18.1 飛行中單發動機失效之影響因素

單發動機失效時保持安全的飛航操作，首先必須對相關基本空氣動力學有相當瞭解，以及熟悉單發動機操作程序。當多發動機飛機的一具發動機失去動力時，將必然影響爬升及其操控性能，此時應當考量盡可能減少飛機之氣動阻力。阻力的造成通常是來自螺旋槳的風旋轉動（windmilling）、外型的起落架或襟翼、操縱面之偏轉或飛機姿態。當一具發動機失效保持機翼水平及固定航向時，飛機將產生側滑而增加阻力。使用向正常發動機側小於 5 度的坡度，配合適量方向舵消除飛機之偏側，可減少側滑同時也減少阻力。螺旋槳風旋轉動產生之阻力會造成飛機向失效發動機側偏側。

許多渦輪螺旋槳多發動機飛機包括 ATR72 都配備有自動順槳裝置，當發動機故障導致輸出扭力值下降至低於設定值時，自動順槳裝置發揮作用將螺旋槳葉片

順槳，而不需要駕駛員採取任何順槳的動作。順槳的結果使得螺旋槳葉片與飛機行進方向氣流平行並停止旋轉，進而使得發動機失效或關車時所造成之阻力及偏側趨勢都降至最低。

事故航機在遭遇非指令性自動順槳後，其航空器性能仍是足夠的，在駕駛員操控之下，使用單一具發動機動力繼續爬升不會有困難。

1.18.1.1 起飛後單發動機失效或關斷之臨界速度

最低操控速度（空中），(V_{MCA})

機翼掛載發動機之多發動機機型，若遭遇單發動機部分或全部動力喪失時，將產生不對稱推力，使飛機向失效發動機一側偏側，駕駛員必須向正常發動機那一側使用方向舵，以克服不對稱推力產生之力距。方向舵所能產生的效能與通過舵面之氣流速度成正比關係。如果飛機在減速中，空速持續降低，到達低於某個速度以下，方向舵能夠產生的力距已不足以平衡不對稱推力所形成之力距，終至完全失去方向控制能力。

當飛機遭遇關鍵發動機失效時， V_{MCA} 是仍然可能保持方向操控之最低速度。如果飛機維持在 V_{MCA} ，並且向正常發動機一側約 5 度的坡度，駕駛員應該是能夠保有飛機航向的操控。航空器的認證過程包含了 V_{MCA} 的實際示範操作驗證。歐洲 JAR 25.107 要求起飛安全空速（ V_2 ）必須不小於 1.1 倍 V_{MCA} 。因此，當一架飛機遭遇一具發動機失效，而它的飛行速度是 V_{MCA} ，而非 V_2 時，那麼這架飛機將無法達到預期的爬升性能。當單發動機失效時，藉由向正常發動機側的副翼操作，機翼產生的橫向力量，使飛機形成向正常發動機側的側滑現象，側滑使垂直安定面方向舵與氣流形成正的攻角，其生成圍繞飛機重心之力距，可以抗衡一邊發動機失效及另一邊正常發動機之不對稱推力產生之力距。

此事故航機之 V_{MCA} 約為 99 浬/時指示空速。

最低飛行速度 (V_{MCL})

最低飛行速度 (V_{MCL}) 原廠定義為：飛機若遭遇關鍵發動機失效，另一具發動機已設定重飛動力（落地襟翼、起落架已伸放），飛機姿態 5 度坡度的姿態下，保持此最低速度仍能夠提供足夠之滾轉能力。

此事故航機之 V_{MCL} 約為 98 蘭/時指示空速。

參考失速速度 (V_{SR})

在已設定的外型下，能夠維持可操控之最低穩定飛行速度，就是該架飛機的失速⁵⁸速度。原廠定義 V_{SR} 是特定的外型下的 1G 失速速度，並依照不同的飛機重量而改變。

事故航機當時狀況下的 V_{SR} 是 97 蘭/時指示空速。

起飛安全速度 ($V2$)

起飛安全速度 ($V2$) 可以定義為，在起飛爬升中所有的狀況下（包括突發的單一發動機完全失效），飛機保持在此一已設定之安全速度，飛機仍然保有足夠的空氣動力與操控性。 $V2$ 速度永遠不小於 1.1 倍 V_{MCA} ，或 1.2 倍 V_{SR} 。原廠定義 $V2$ 為，單發動機失效的狀況下，飛機離地 35呎以前達到之安全速度，並可滿足第二階段不小於 2.4% 的爬升梯度。

事故航機之 $V2$ 為 110 蘭/時指示空速。

最後起飛速度 (V_{FTO})

事故航機之最後起飛速度 (V_{FTO}) 是 134 蘭/時指示空速。 V_{FTO} 是飛機於起飛後單發動機失效並完成收妥外型，在起飛階段之最終端所達到之速度。

1.18.2 手冊資訊

⁵⁸ 詹氏航太字典，1988 年。失速是經過上下翼剖面的氣流發生全部改變...在這個攻角，超過了氣流附著翼面的限制，...其特性為上翼面邊界層氣流完全分離及升力大減。

復興使用各種手冊以提供飛航組員有關飛航操作相關之政策、要求、程序及指引，摘錄有關手冊相關資訊如下。

1.18.2.1 航務手冊

事故當時復興之航務手冊（flight operations manual, FOM）為第 42 版，民國 104 年 2 月 1 日生效，內容確立原則性的程序及提供駕駛員在執行任務時之指令及導引。

PF/PM 職責分工

第三章「工作與職責」包含以下有關駕駛員之職責分工：

3.8 PF/PM 職責分工

1. 飛航中發生任何影響飛機操作性能或重大故障時，若主飛者為 FO，正駕駛應立即接手操控，擔任 PF。若 PF/CM2 為正駕駛員，在操控席位上之另一正駕駛 (CM1) 應發揮 CRM 精神，於必要時接手操控。
2. 正常操作程序之 PF/PM 職責分工詳各機種 SOP。.
3. 下列職責分工原則適用於緊急及異常程序。
 - a. PF 一旦開始執行緊急及異常程序時應保持擔任 PF，直到整套程序完成為止。
 - b. Airbus 320/321/330 機型:
（略）
 - c. ATR72 機型:

PF 應負責:

- power lever
- flight path and airspeed control

- *aircraft configuration*
- *navigation*
- *communications*

PM 應負責：

- *Monitoring and check list reading*
- *execution of required actions*
- *actions on overhead panel*
- *condition lever*

附註: The Automatic Flight Control System (AFCS) is always coupled to the PF side (Couple selection).

組員資源管理政策

第五章「組員資源管理」包含復興有關組員資源管理政策：

5.4 公司 CRM 政策

本公司認為當飛航組員以和諧的團隊方式通力合作並充分運用所有可用資源（人力、硬體、資訊），即可使飛航作業達到最安全及有效的境界。

為了獲得最佳工作效能，本公司要求所有飛航組員必須在飛行作業的每一面持續運用 CRM 原則及技巧。

因此，本公司制訂下列 CRM 政策：

1. CRM 能力及團隊精神是飛航組員甄選的條件之一。
2. CRM 原則及演練充分整合在飛行訓練的每一面。
3. 所有飛航組員必須分擔在飛行前建立一個互信、互助環境的責任，鼓勵同飛者說出 (*speak out*) 問題，共同對交付到飛航組員手上的乘客及設備安全負責。「什麼是對的」而非「誰是對的」係本公司飛航組員的座右銘。
4. 每一位飛航組員有責任在發生有危害航機安全或影響組員工作效能的情況下，通知

主飛者。

5.7 避免錯誤 (Error Avoidance)

- 保持身心健康。
- 高水平的訓練與熟練。
- 遵守標準作業程序。
- 正確使用檢查表。
- 盡量避免分心。
- 預先計畫。
- 保持雙向溝通。
- 保持狀況警覺。

5.9 錯誤管理 (Error Management)

- 產生錯誤的原因：經驗不足、匆忙、精神不集中、壓力。
- 組員在每次飛行中或多或少都可能犯錯，其中大部分都不嚴重；但認知錯誤並從錯誤中學習是有助益的，如此可以幫助組員在下次飛行時更妥善的管理資源。
- 錯誤的種類：
 - 故意不服從：違規（如：憑記憶執行檢查單）。
 - 程序方面：錯誤執行程序（如：錯誤的輸入高度設定）。
 - 溝通：遺漏資訊或誤解資訊（如：與航管通訊錯誤）。
 - 職能：缺少知識或技術（如：對自動化系統的使用知識不足）。
 - 決策：組員受到非必要且會增加風險的程序約束而做出錯誤的決定（如：惡劣天氣下決定非必要的航行）。
- 管理錯誤：
 - 一旦發生錯誤，組員本身很難發現，但他人比較有可能發現，因此多一位組員是防制錯誤的一大防線。
 - 透過監控、交叉檢查、工作量管理、警戒與自動化管理有助於管理錯誤。

- 有效的防錯技巧：及時、尊重、有建設性的意圖、具體、使用問題。

5.10 決策過程 (*Decision Making Processes*)

5.10.1 通則

本公司選擇一個標準記憶法 (S.A.F.E) 來幫助飛航組員牢記有效決策的步驟，SAFE 表示：

S	<i>State the problem</i>	找出問題
A	<i>Analyze the options</i>	分析選項
F	<i>Fix the problem</i>	改正問題
E	<i>Evaluate the result</i>	評估結果

5.10.2 飛航優先順序

在決策過程中，組員應以優先順序作考量：

- 1) 安全
- 2) 準點率
- 3) 乘客舒適
- 4) 經濟

呼叫與靜默駕駛艙環境

第七章「飛航程序」包含有關呼叫及靜默駕駛艙環境內容如下：

7.3 呼叫

1. 呼叫時機以不干擾航管通話為宜。
 2. 俾符合CRM精神，組員之間的訊息通訊應以標準呼叫程序實施，不得以眼神等方式傳達表示。
 3. 手動駕駛時，除了飛行操作系統、油門及減速系統之外，其他各系統之開關、按鍵皆由PF下令由PM執行，而確認檢查者為PF（機種SOP另有規定除外）。
-

4. 自動駕駛飛航操控時，各系統開關、按鍵皆由PF設定，PM為確認檢查者。
5. 在自動駕駛或手控飛航時，在ATR電子飛航儀表螢幕所顯示之縱橫向飛航指令 (*flight mode indications*) 以及Airbus飛航指令顯示器 (*FMA*) 所顯示之任何指令必須依各機種 SOP之PF/PM分工方式報出並確認。航路偏差顯示器 (*CDI*) 之移動及任何偏離則由PM 報出，PF確認。
6. 轉換操控權，主飛者 (PF) 應呼叫：
- “*You have control*”；當PM確實接手後，則應呼叫 “*I have control*”，並轉換為PF。
 - 進場階段航機沒有呈穩定之降落姿態時，另一操控駕駛員若接手改正或實施重飛，則呼叫 “*I have control*”。
 - PM於抄收天氣資料或與其他單位聯繫時，應告知PF “*You have radio*”，且需獲得回應始得行動，以免發生無線電失聯狀況。
7. 檢查表使用
- 飛航組員應依各機種SOP檢查表執行各項程序，包括：安全檢查—啓動電力 *power on*、開啓作業/接收資訊 (*originating/receiving*) 、開車前、開車後、滑行前、起飛前、起飛後、爬升檢查、航行檢查、落地前、落地、落地後、停車及安全、緊急程序、非正常 (*Non-normal*) /不正常 (*abnormal procedures*) 。
 - 正常操作檢查表 (放置於駕駛艙)

檢查表使用之責任區分：

非持卡 (下令者)	持卡答詢者	
通知持卡者執行檢查，先以規定及平常之程序完成檢查後，通知持卡者按檢查表逐條唸出。	接受通知後，取出檢查表，按表上順序逐項唸出。	
將目光移至該項目，唸出該項目位置或功能。	對照檢查表應有結果，如正確無誤，繼續執行下一項目（傾聽對方回答的同時，自己應目視確定該項目的位置或功能）。	如回答與表上所述不同，應即提請更正，再做下一項目。

如果因當時環境影響，某些項目無法執行完畢，則以此法表達：*Checklist will be completed by _____*，而當 _____ 在執行後，才可以唸出*Checklist completed*。

例如：下降時安全帶燈未開，*Approach Checklist will be completed by Seat Belt On*，當安全帶燈在某時被打開後*Approach Checklist Completed*。

c. 不正常、緊急操作檢查表 (QRH)

- (i) 當飛機發生不正常或緊急情況，經PF指示執行檢查，則檢查表由PM執行“讀與做”；PF保持操作飛機於安全之飛行姿態，及確認「電門」及「開關」之操作。
- (ii) 對於故障或必須關閉之電門、開關均須確認後始執行關斷。

7.5.8 駕駛艙靜默規定

1. 公司禁止在關鍵的飛行階段時，於駕駛艙進行不合安全的任何活動。
 - a. 所禁止活動包括與安全無關的公司呼叫、廣播、填寫紀錄及無意義的談話。
 - b. 關鍵飛行階段包括所有滑行的地面上操作（包括滑行在內）、起降及其他10,000呎高度以下（Airbus 機型）或5,000呎高度以下（ATR 機隊）的飛行操作。
- 2.....

7.5.10 交互與監控檢查

1. 不管如何使用自動駕駛，主飛飛航組員 (PF) 都要監控/操控飛機。
2. 監控飛航組員 (PM) 則要監控飛機及主飛飛航組員的行動。
-
-
-
8. 在進行關鍵性操控（即開啓或關閉後即無法恢復的操控）之前，必須透過雙方回應

(Dual Response) 進行交叉檢查，例如：失效發動機一邊油門手桿拉回；燃油主控制電門：火警手桿及滅火器電門、IDG 等。

1.18.2.2 復興標準作業程序

事故當時復興 ATR72-600 機隊之標準作業程序 (standard operating procedure, SOP) 為第 1 版，民國 104 年 1 月 20 日生效，內容確立復興 ATR72-600 機隊之作業程序及提供駕駛員特定的程序與操作技巧。

靜默駕駛艙

第一章通則 (general information) 包括以下有關靜默駕駛艙環境之資訊：

- *The company prohibits all activities in the cockpit not required for the safe operation of the aircraft during critical phases of flight. These prohibited activities include non-safety related company calls, PA's, logbook entries, and non-essential conversations. Critical phases of flight include all ground operations involving taxi, take off, and landing, and all other flight operations conducted below 5,000 ft, except cruise flight.*
- *During the periods mentioned below, calls from the cabin to the cockpit shall, except in case of an emergency, not be made:*
 - a. *After take off: Until the turning off of seat belt sign.*
 - b. *Before landing: After being notified by the cockpit of reaching 5,000 ft. In case the period mentioned above is anticipated to become longer than usual, proper information shall be given from the cockpit.*

(以下為翻譯)

- 公司禁止在關鍵的飛行階段，於駕駛艙進行非安全必要的任何活動。所禁止活動包括與安全無關的公司呼叫、廣播、填寫紀錄簿及非必要的談話。關鍵飛行階段包括所有的地面操作含滑行、起飛、降落及其他 5,000 呎高度以下的飛行操作，巡航階段除外。
- 除非緊急狀況，以下所提到的時段，客艙不可呼叫駕駛艙：
 - a. 起飛以後，直到束緊安全帶燈滅；
 - b. 落地前，在收到駕駛艙通知已經到達 5,000 呎以後。

假如上述時段比一般預期還久，駕駛艙應提供適當的資訊。

組員監控與交互檢查

第一章通則 (general information) 包括以下有關組員監控與交互檢查之資訊：

- *If an indication is not in compliance with a performed action, crew members must check that involved system is correctly set and/or take any necessary action to correct the applicable discrepancy. PM can be temporarily busy (ATC message, listening to weather, reading operating manuals, performing related procedure action, etc.). Any significant status change (AFCS, FMA, systems...) must be reported to PM when his attention is restored.*
- *When making auto flight systems inputs, comply with following items in the acronym CAMI:*
 - Confirm FMS inputs or performance calculations with the other pilot when airborne.*
 - Activate the input.*
 - Monitor Flight Mode Annunciator (FMA) to ensure the auto pilot system performs as desired.*
 - Intervene if necessary.*

During high workload periods FMS inputs will be made by the PM, upon the request of PF. Examples of high workload include when flying below 10 000 ft and when within 1000 ft of level off or Transition Altitude.

Flight crewmembers shall include scanning of the Flight Mode Annunciator as part of their normal instrument scan, especially when automation changes occur (e.g., course changes, altitude level off, etc.). Changes to the Automated Flight System (AFS)/Flight Management System (FMS) and radio navigation aids during the departure and or approach phases of flight shall be monitored and crosschecked.

(以下為翻譯)

- 假如駕駛艙有顯示不符所執行之動作，組員必須檢查及正確設定有關系統，及/或採取任何必要的措施以改正該差異。監控駕駛員可能會暫時忙碌 (ATC 訊息、聽氣象、閱讀操作手冊、執行有關程序等)，當他注意力恢復時，必須通知他任何顯著的狀態改變 (AFCS、FMA、系統....)
- 當輸入飛航系統必須遵守以下CAMI縮寫字，
 - 在空中時，要與另一位駕駛員確認FMS輸入或性能計算
 - 啓動輸入

- 監控飛航模式顯示器（FMA），確保自動駕駛系統如期執行
- 必要時介入

在高工作負荷時，視操作駕駛員的要求，由監控駕駛員輸入FMS。例如飛行低於一萬呎時，且在一千呎內要改平飛或轉換高度。

飛航組員必須視掃描飛航模式顯示器為他們正常儀表掃描的一部分，特別是當自動模式改變時（例如航線改變，高度改平等）。在離場及/或進場飛航階段，自動飛行系統、飛航管理系統及無線電助導航的改變，組員必須交互檢查及監控。

滑行階段之起飛提示

第十章「滑行」標準作業程序包含以下有關滑行階段之起飛提示的程序：

PF - TO BRIEFING PERFORM

- Take off briefing should usually be a brief confirmation of the departure briefing made at the parking bay, and should include any change (RWY, SID...)
- Standard calls
- For significant failure before V1, CAPTAIN will call “STOP” and will take any necessary stop actions.
- Above V1 take off will be continued and no action will be taken except on CAPTAIN command;
- Single Engine procedure is.....
- Acceleration Altitude is.....
- Departure clearance is.....

CMI - CABIN REPORT..... OBTAIN FROM CABIN ATTENDANT

ALL TAXI C/L COMPLETED

(以下為翻譯)

操控駕駛員 - 起飛提示..... 執行

-起飛提示一般應該是簡要確認在停機坪上做的離場提示，及包含任何的變更（跑道、標準儀器離場程序...）

-標準呼叫

-在V1之前任何重大失效 機長必須呼叫「STOP」且必須採取任何必要停住的措施

-若在V1之後發生的話，將會繼續起飛，不採取任何動作，除了機長下令；

-單發動機失效程序是.....

-加速高度是.....

-離場間隔.....

監控駕駛員1 - 客艙報告..... 自空服組員獲得

全部組員 - 滑行檢查表..... 完成

起飛階段之起飛檢查

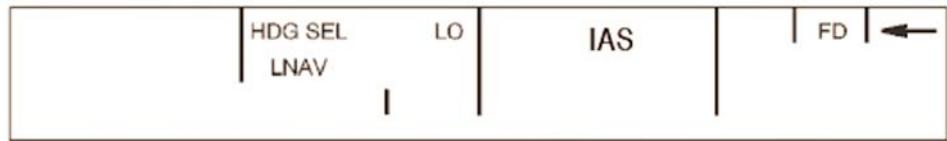
第 12 章「起飛」標準作業程序包含以下有關起飛階段尚未升空前之起飛檢查的程序：

CM1 - "TAKE OFF AT XX: XX, V1XXX" ANNOUNCE

CM1 - BRAKES RELEASED

CM1 - PL 1 + 2 SET IN THE NOTCH

CM1 - FMA ANNOUNCE



CM1 - FMA.....CHECK

CM2 - “ATPCS ARM” CHECK then ANNOUNCE

CM2 - ENGINE PARAMETERS.....CHECK

Note: Parameters should be obtained at around 60 Kt

ACTUAL TQ MATCH T.O BUG

Note: If necessary, adjust PLs to obtain TO TQ (bugs)

RTO BUG.....CHECK

NP ~ 100 %

Note: NP = 100 % -- 0.6%I+0.8%

ITTCHECK

CM2 - TO INHIBCHECK

CM2 - “POWER SET” ANNOUNCE

When reaching 70 Kt

CM2 - “SEVENTY KNOTS” ANNOUNCE

CMI - SPEED..... CROSS CHECK on PFD

And cross check speeds with IESI

ALL - “I HAVE CONTROL” / “YOU HAVE CONTROL” ANNOUNCE

- If CM1 becomes PF, CM1 announce only “I HAVE CONTROL”
- If CM2 becomes PF, CM1 announce “YOU HAVE CONTROL” & CM2 answer “I HAVE CONTROL”

PM - “V1” ANNOUNCE

When reaching VR:

PM - “ROTATE” ANNOUNCE

PF - ROTATION PERFORM

Note: Pitch rotates smoothly and follow FD bar.

通訊及標準術語

第 24 章「標準呼叫」標準作業程序包含以下有關通訊及標準術語的資訊：

COMMUNICATIONS AND STANDARD TERMS

Standard phraseology is essential to ensure effective crew communication. The phraseology should be concise and exact. The following Chapter lists the callouts that should be used as standard. They supplement the callouts identified in the SOP.

These standard ATR callouts are also designed to promote situational awareness, and to ensure crew understanding of systems and their use in line operation.

(以下為翻譯)

通訊及標準術語

標準術語對確保有效的組員溝通是很重要的，使用標準術語應該是簡潔精確，以下的章節列出呼叫應該被當成標準使用，它們補充SOP已確認的呼叫，這些標準ATR的呼叫也是被設計來提升狀況警覺，及確保組員瞭解系統和他們在線上的使用。

起飛階段發動機熄火之標準作業程序

第 25 章「記憶項目」標準作業程序包含以下有關起飛階段單發動機熄火之程序：

ENG 1 (2) FLAME OUT AT TAKE OFF	
UPTRIM	CHECK
AUTOFEATHER	CHECK
● <i>If no UPTTRIM</i>	
PL 1 + 2	ADVANCE TO THE RAMP
● <i>When airborne</i>	
LDG GEAR	UP
BLEED 1 + 2	OFF, IF NOT FAULT
● <i>At Acceleration Altitude</i>	
ALT	SET
● <i>At VFTO</i>	
PL 1 + 2	IN THE NOTCH
PWR MGT	MCT
IAS	SET

- ***If normal condition***

SPD TGT..... CHECK VFTO

FLAPS 0°

- ***If icing condition***

SPD TGT CHECK VFTO ICING FLAPS 15°

FLAPS MAINTAIN 15°

PL affected side..... FI

CL affected side..... FTR THEN FUEL SO

BLEED engine alive..... OFF if necessary

組員協調

第 26 章「不正常及緊急程序」標準作業程序包含以下組員協調之一般性原則：

GENERAL

Flight crewmembers shall cope with abnormalities/emergencies by adapting the following principle:

- *Prioritization: Aviate-Navigate-Communicate*
- *Task Sharing*
- *Division of PF/PM Duties*
- *Crew Coordination*

IMPORTANT: Never rush up, take all necessary time to analyze situation before acting. No actions (except memo items) , no checklists to be performed before

acceleration altitude is reached.

Continuing to fly the airplane is the single most important consideration in almost every situation.

CREW COORDINATION

Whenever irregularities occur during flight that have effects on aircraft operation or result in serious failure, the Captain shall immediately take over the control from FOs and serve as PF.

PF is responsible for:

- *power lever*
- *flight path and airspeed control*
- *aircraft configuration*
- *navigation*
- *communications*

PM is responsible for:

- *Monitoring and check list reading*
- *execution of required actions*
- *actions on overhead panel*
- *condition lever*

(以下為翻譯)

通則

飛航組員應該採取以下的原則以應付不正常及緊急狀況：

- 優先考慮：飛行-導航-通訊
- 工作分配
- 操作駕駛員及監控駕駛員責任分離
- 組員協調

重要：絕不倉促行動，在採取動作之前，使用所有必要的時間去分析狀況。不採取任何動作（除非是記憶項目），在加速高度到達之前不執行任何檢查表。

幾乎在所有的狀況，繼續操控飛機飛行是唯一最重要的考量。

組員協調

在飛行時若發生任何不正常的狀況，當它已經影響飛機的操作或造成嚴重的失效，機長必須立即取代副駕駛員成為操控駕駛員操控飛機。

操控駕駛員負責：

- 油門手桿
- 飛行路徑及空速控制
- 飛機外型
- 導航
- 通訊

監控駕駛員負責：

- 監督及閱讀檢查表
- 執行被要求動作
- 操作頂上面板
- 操作螺旋槳控制手桿

飛行原則

第 26 章「不正常及緊急程序」標準作業程序包含以下航空器飛行之基本原則：

When an emergency or abnormal situation occurs:

FLY THE AIRPLANE.

One pilot will devote his/her attention to flying the airplane. When a non-normal situation occurs, the pilot flying (PF) will continue to fly the airplane until properly relieved of that responsibility. It is the captain's (PIC) responsibility to determine who will be the PF for the purposes of situation stabilization and clean-up, and will ensure that both pilots understand who is flying the airplane at all times. The PF will also handle ATC communications as aircraft control permits. Unless the emergency or abnormal procedure directs the pilot to disconnect the auto flight system, It is recommended that it be used as much as possible during these situations.

(以下為翻譯)

當緊急或不正常狀況發生時：

操控飛機

駕駛員必須專注他或她的注意力操控飛機，當不正常的狀況發生時，操控駕駛員將繼續操控飛機，直到他的責任被適當地解除。為了狀況的穩定和處置，機長必須決定誰是操控駕駛員，並確認兩位駕駛員隨時都瞭解誰正在操控飛機。當飛機操控允許時，操控駕駛員也操作ATC通聯。除非是緊急或不正常程序指示駕駛員必須解除自動駕駛，否則建議在這些情況儘量使用自動駕駛。

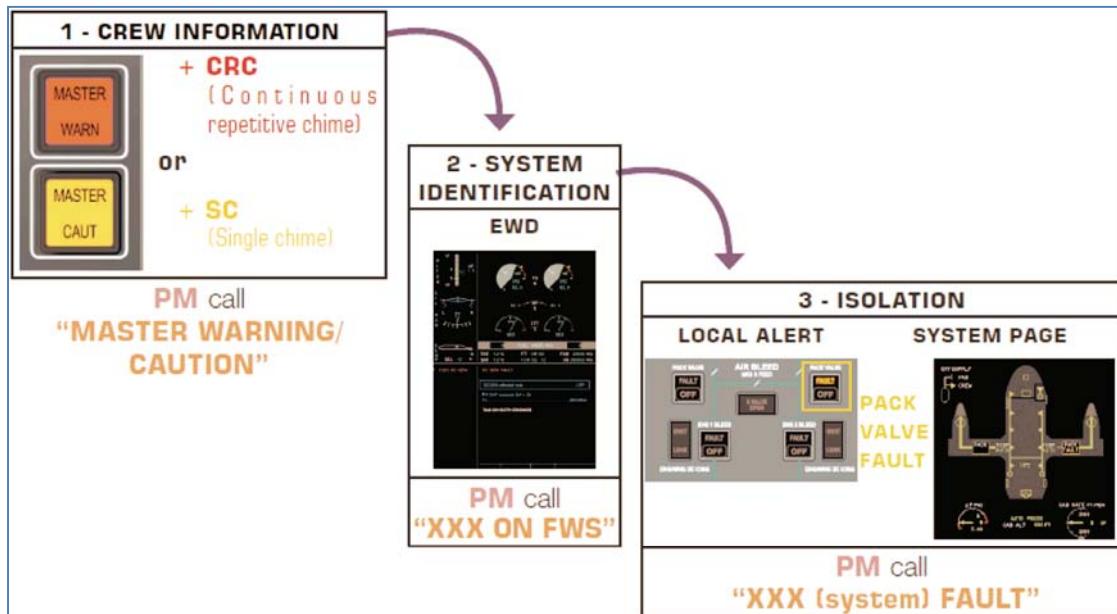
失效辨識原則

第 26 章「不正常及緊急程序」標準作業程序包含以下若發生故障之失效辨識

原則：

Failure identification (失效辨識)

In case of system failure, information is provided to the crew (假如系統失效，資訊提供組員) :



PF (操控駕駛員執行項目及呼叫)	PM (監控駕駛員執行項目及呼叫)
	<p><i>Checks involved flasher and label flashing on EWD (檢查相關閃爍的燈號和 EWD 上閃爍的標記)</i></p> <p>"MASTER WARNING/CAUTION"</p> <p>"XXX ON FWS"</p>
	<p><i>Cancels flashing warning/caution, then checks relevant SD page and lit local alert</i></p> <p>(取消閃爍的警告/注意燈號，然後檢查相關的系統顯示頁面及系統面板上之警示燈號)</p>

<p>“CHECK”</p> <p><i>Acknowledges failure or event identification and when able</i></p> <p>(確認失效或事件，若可以的話)</p> <p>“SYSTEM CHECK”</p>	<p>示頁面及系統面板上之警示燈號)</p> <p>“XXX FAULT (OR TYPE OF EVENT) ”</p>
--	---

放棄起飛

第 28 章「放棄起飛」標準作業程序包含以下有關放棄起飛之通則及決定管理：

General

The decision to reject the take off and the stop action is made by the Captain. It is therefore recommended that the Captain keeps his hand on the power levers until the aircraft reaches V1, whether he/she is Pilot Flying (PF) or Pilot Monitoring (PM). As soon as he/she decides to abort, he/she calls “stop”, takes over control of the aircraft and performs the stop actions. It is not possible to list all the factors that could lead to the decision to reject the take off. However, in order to help the Captain to make a decision, the EWD (CCAS) inhibits the warnings that are not essential from 70kt to 1 500 ft (or 2 min after lift-off, whichever occurs first). Experience has shown that rejected take offs can be hazardous even if the performance is correctly calculated, based on flight tests.

This may be due to the following factors:

- Delay in Performing the stopping procedure
- Damaged tires
- Brakes worn, brakes not working correctly, or higher than normal initial brakes temperature
- The brakes not being fully applied
- A runway friction coefficient lower than assumed in computations
- An error in gross weight calculation
- Runway line up not considered

When the aircraft speed is at or above 70kt, it may become hazardous to reject a take off. Therefore, when the aircraft speed approaches V1, the Captain should be “Go-minded” if none of the main failures quoted below (“Above 70kt and below V1”) have occurred.

Decision management

Below 70kt:

The decision to reject the take off may be taken at the Captain’s discretion, depending on the circumstances. Although we cannot list all of the causes, the Captain should seriously consider discontinuing the take off, if any EWD (CCAS) warning/caution is activated.

Note: The speed of 70kt is not critical, and was chosen in order to help the Captain make his/her decision and avoid unnecessary stops from high speed.

Above 70kt, and below V1:

Rejecting the take off at these speeds is a more serious matter, particularly on slippery runways. It could lead to a hazardous situation, if the speed is approaching V1. At these speeds, the Captain should be “go-minded” and very few situations should lead to the decision to reject the take off:

1. Fire warning, or severe damage
2. Sudden loss of engine thrust
3. Malfunctions or conditions that give unambiguous indications that the aircraft will not fly safely
4. Any red warning

Exceeding the nose gear vibration should not result in the decision to reject take off above 70kt.

In case of tire failure between V1 minus 20 kt and V1:

Unless debris from the tires has caused serious engine anomalies, it is far better to get airborne, reduce the fuel load, and land with a full runway length available.

The V1 call has precedence over any other call.

Above V1:

Take off must be continued, because it may not be possible to stop the aircraft on the remaining runway.

(以下為翻譯)

通則

不管機長是操控駕駛員或監控駕駛員，都是由機長決定放棄起飛和執行停下來的動作，所以建議機長保持他的手在油門手桿上直到飛機到達V1。一旦機長決定放棄，他/她呼叫「stop」，並取代操控飛機及執行停下來的動作。雖然不可能列出會導致放棄起飛所有的因素，但是，為了幫助機長下決定，在70kt以後到1,500呎（或起飛後2分鐘，視哪一個先發生）之間，EWD（CCAS）會禁止出現所有不重要的警告。即使依據飛航測試資料，已經正確計算航空器性能，過去的案例顯示，放棄起飛可能是危險的。

這可能是因為下列的因素：

- 延遲執行停止程序
- 受損的輪胎
- 煞車磨耗、煞車溫度過高或工作不正常
- 煞車未全踩
- 跑道磨擦係數低於計算時假設的值
- 飛機總重計算有誤
- 未考慮到對準跑道中心線

當飛機的速度在/或高於70kts時，放棄起飛可能是危險的，因此當飛機速度接近V1，假如在70kts以上到V1之間沒有發生以下的主要故障，機長必須在心裏想著走吧「Go-minded」。

決定管理

低於70kt：

機長依當時的狀況，決定是否放棄起飛，雖然無法列出所有的原因，但是假如EWD (CCAS) 啟動任何警告或注意燈號時，機長應慎重考慮中止起飛。

註：70kt的速度不是關鍵值，是選來幫助機長下決定及避免高速時不必要的停止。

速度高於70kt低於V1時：

在這速度放棄起飛是比較嚴重的事，尤其是在濕滑跑道。如果速度已經接近V1的話，它可能會導致危險的狀況。在這個速度，機長應該是要有走的心理準備“go-minded”，只有非常少的狀況會導致放棄起飛如下：

1. 火警或嚴重損傷
2. 突然失去發動機推力
3. 故障或混淆不清狀況顯示飛機無法安全飛行
4. 任何紅色警告

當速度超過70kt時，鼻輪起落架嚴重的震動應該不會造成放棄起飛。

假如在V1減20到V1之間輪胎失效了：

除非輪胎碎片已經造成嚴重的發動機不正常，最好還是繼續起飛，減少油料及在全跑道可用的情況下落地。

V1呼叫已經優先其他的呼叫。

速度高於V1：

必須繼續起飛，因為很可能已經無法停止在剩餘的跑道上。

1.18.2.3 ATR72-600 飛航組員操作手冊

事故當時復興 ATR72-600 機隊之飛航組員操作手冊（flight crew operations manual, FCOM）為第 3 版，民國 104 年 1 月 19 日公布並由民航局備查，飛航組員操作手冊的內容類似標準作業程序，但更詳細。此外，標準作業程序也包含復興飛航操作方面的特點。若飛航組員操作手冊內容與標準作業程序有衝突者，駕駛員應依循標準作業程序之內容，標準作業程序代表復興主要的政策。復興 ATR72-600 機隊飛航組員操作手冊有關段落摘要如下：

自動駕駛員之目的與接通

第 1 部描述（description），其中自動駕駛控制系統「AFCS」包含以下自動駕駛的目的與接通之有關資訊：

PURPOSE

The YAW DAMPER (YD) provides yaw damping, turn coordination and rudder trim function. To achieve these functions, AFCS computers (CAC1/2) and AP yaw actuator are used.

The AUTO PILOT (AP) allows the following :

- *stabilizing the aircraft around its center of gravity while holding pitch attitude and heading, wing level or bank angle (AP in basic modes) .*
- *flying automatically any upper or basic mode or any mode except GO AROUND mode which must be flown manually only.*

AUTOPILOT ENGAGEMENT

When the AP is engaged, the pitch, roll and yaw actuators are connected to the flight controls, the pitch autotrim and yaw auto trim function are activated.

- *Engagement with no vertical upper mode selected: The AP flies current pitch attitude. This is the basic vertical mode ("PITCH HOLD", displayed in green) . Pitch wheel and TCS can be used to modify the pitch attitude.*
- *Engagement with no lateral upper mode selected: Depending of the conditions at engagement, the AP will level wings and then maintain wing level ("WING LVL", displayed in green) or will maintain the current heading ("HDG HOLD", displayed in green) or will maintain the current bank angle ("ROLL HOLD", displayed in green) . These are the basic lateral modes. TCS pb may be used (see 1.04.10) .*
- *Engagement with a lateral or vertical armed upper mode selected : the AP flies basic mode until the armed mode becomes active.*
- *Engagement with a lateral and/or vertical active upper mode selected: the AP maneuvers to fly to zero the FD command bars.*
- *If AP is engaged while the vertical FD orders are not followed, the reversion is done in pitch hold mode. (AP basic mode)*

(以下為翻譯)

目的：

偏航阻尼器（yaw damper，YD）提供偏航緩衝、轉彎協調及偏航配平之功能，為達成這些功能，必須使用AFCS電腦（CAC1/2）和AP偏航致動器。

自動駕駛（autopilot，AP）功能簡要說明如下：

- 當自動駕駛在基本模式時，穩定飛機約略在它的重心位置，並維持飛機在目前的俯仰角、航向、水平或坡度角；
- 可自動飛行在任何上層模式或基本模式。重飛模式必須以手動飛行。

接通自動駕駛

當自動駕駛接通時，俯仰、滾轉及側滑致動器連接至飛行控制翼面，並啓動俯仰角自動配平，偏滑角自動配平。

- 在沒有垂直上層模式接通時，自動駕駛以目前的俯仰姿態飛行，這是基本垂直模式（「PITCH HOLD」，用綠色顯示），俯仰調整輪及TCS可以用來改變俯仰姿態。
- 在沒有橫向上層模式接通時，依當時接通的狀況，自動駕駛將會改平並保持平飛（「WING LVL」，用綠色顯示）、或維持目前的航向（「HDG HOLD」，用綠色顯示）、或者維持目前的坡度（「ROLL HOLD」，用綠色顯示），這是基本橫向模式，TCS按鈕開關可以使用（如1.04.10）。
- 在橫向或垂直上層模式備動時接通：自動駕駛先飛基本模式直到備動模式變成使用模式。
- 在橫向或垂直上層模式使用時接通：自動駕駛跟隨飛航導引（FD）命令指示飛行。
- 假如接通自動駕駛時，無法跟隨垂直飛航導引，則會返回到俯仰角保持模式（自動駕駛基本模式）

AFCS 通則資訊

第2部限制及程序（limitations and procedures），其「程序及技巧」包含以下有關AFCS之通則資訊：

GENERAL

The ATR 72 with Mod 5948 is equipped with a Thales AutoPilot/Flight Director. Systematic use of AP/FD is recommended in order to :

- *Increase the accuracy of guidance and tracking in all weather conditions, from early climb after take off down to landing minima.*
- *Provide increased passenger comfort through SMOOTH AND REPEATABLE altitude and heading changes in all atmospheric conditions.*
- *Reduce crew workload and increase safety.*

(以下為翻譯)

通則

具有改裝編號Mod 5948之ATR 72飛機裝置一具Thales自動駕駛/飛航導引(AutoPilot/Flight Director)。建議系統性的使用AP/FD，以達到以下的目的：

- 從起飛後早期的爬升一直到降落時的高度下限，增加在各種天氣狀況下飛航導引及航跡的精確度。
- 在各種大氣環境下，經由平順的及可重複的高度及航向改變，增加乘客的舒適程度。
- 降低組員的工作負荷及增加安全。

失速的飛航特性

第2部限制及程序 (limitations and procedures)，其「程序及技巧」包含以下有關在無積冰時之失速飛航特性：

STALLS

STALL WITHOUT ICE ACCRETION

In all configurations, when approaching the stall, the aircraft does not exhibit any noticeable change in flight characteristics: control effectiveness and stability remains good and there is no significant buffet down to CL max⁵⁹; this is the reason why both the stall alert (audio “cricket” and shaker) and stall identification (stick pusher) are “artificial” devices based on angle of attack measurement.⁶⁰

Recovery of stall approaches should normally be started as soon as stall alert is perceived: a gentle pilot push (together with power increase if applicable) will then allow instantaneous recovery. If the stall penetration attempt is maintained after stall alert has been activated, the STICK PUSHER may be activated: this is clearly unmistakable as the control column is suddenly and abruptly pushed forward, which in itself initiates recovery.

Note : The “pushing action” is equivalent to 40daN/88 lbs applied in 0.1 second and it lasts as long as angle of attack exceeds the critical value.

(以下為翻譯)

失速

無積冰情況下之失速

在所有外型情況下，當接近失速時，飛機的飛航特性不會出現任何可察覺的改變，飛機的控制有效性及穩定度仍保持良好，且當接近最大升力係數時，沒有明顯的抖振，這是為什麼失速警告（「cricket」警告聲及抖桿）與失速確認（推桿）之人工裝置是以測量攻

⁵⁹ C_L max: maximum value of the coefficient of lift. The angle at which maximum lift coefficient occurs is the stall angle of the airfoil.

⁶⁰ The angle of attack specifies the angle between the chord line of the wing of a fixed-wing aircraft and the vector representing the relative motion between the aircraft and the atmosphere.

角為基礎。

接近失速的改正，一般都是感到失速警告時，駕駛員立即緩和地推一下控制桿（必要時增加推力）將會立即改正。失速警告已經啓動以後，假如航機仍持續傾向失速，可能會啓動「推桿」，這動作是很清楚地不會弄錯，因為控制桿會很意外且突然地往前推，自己啓動失速改正。

註：推的動作等同於在0.1秒內推40daN/88 lbs的力，而且只要攻角超過危急的角度它就會持續。

Procedure initiation following failure

第2部限制及程序 (limitations and procedures)，其「失效後之程序」包含以下有關程序的開始：

Procedures initiation

- *No action will be taken (apart from depressing MW pb) :*
 - *Until flight path is stabilized.*
 - *Under 400 feet above runway (except for propeller feathering after engine failure during approach at reduced power if go around is considered).*
- *Before performing a procedure, the crew must assess the situation as a whole taking into consideration the failures, when fully identified and the constraints imposed.*

(以下為翻譯)

程序的開始

- 不採取任何動作（除了按下主警告按鈕）：
 - 直到飛航路徑穩定下來
 - 距跑道高度 400 呎以下（除非進場階段發動機失效後螺旋槳順槳，在已減少推力情

況下考慮重飛)

- 執行程序之前，組員必須評估整個狀況，確認該故障，並考量故障所造成的限制。

起飛時單發動機熄火程序

第 2 部限制及程序 (limitations and procedures)，其「緊急程序」包含以下有關起飛時單發動機失效 (engine 1 (2) flame out at take off) 之程序：

ENG 1 (2) FLAME OUT AT TAKE OFF

ALERT

An engine flame out may be recognized by:

- Sudden dissymmetry

- *TQ decrease*

- *Rapid ITT decrease*

CONDITION	VISUAL	AURAL
<i>Engine flame out or ATPCS sequence</i>	<ul style="list-style-type: none"> - MW light flashing red - Associated ENG 1 (2) OUT red message on EWD + AUTO FTR and UPTIM labels on EWD 	CRC

PROCEDURE

<i>ENG 1 (2) FLAME OUT AT TAKE OFF</i>	
<i>UPTRIM</i>	<i>CHECK</i>
<i>AUTOFEATHER</i>	<i>CHECK</i>
● <i>If no UPTIM</i>	

PL 1 + 2 ADVANCE TO THE RAMP

● ***When airborne***

LDG GEAR UP

BLEED 1 + 2 OFF, IF NOT FAULT

● ***At Acceleration Altitude***

ALT SET

● ***At VFTO***

PL 1 + 2 IN THE NOTCH

PWR MGT MCT

IAS SET

● ***If normal condition***

SPD TGT CHECK VFTO

FLAPS 0°

● ***If icing condition***

SPD TGT CHECK VFTO ICING FLAPS 15°

FLAPS MAINTAIN 15°

PL affected side FI

CL affected side FTR THEN FUEL SO

BLEED engine alive OFF if necessary

失速改正程序

第 2 部限制及程序 (limitations and procedures)，其「緊急程序」包含以下有關失速改正 (recovery after stall) 之程序：

<i>RECOVERY AFTER STALL OR ABNORMAL ROLL CONTROL</i>	
<i>CONTROL WHEEL</i>	<i>PUSH FIRMLY</i>
● <i>If flaps 0° configuration</i>	
<i>FLAP</i>	<i>15°</i>
<i>PWR MGT</i>	<i>MCT</i>
<i>CL 1 + 2</i>	<i>100% OVRD</i>
<i>PL 1 + 2</i>	<i>NOTCH</i>
<i>ATC</i>	<i>NOTIFY</i>
● <i>If flaps are extended</i>	
<i>PWR MGT</i>	<i>MCT</i>
<i>CL 1 + 2</i>	<i>100% OVRD</i>
<i>PL 1 + 2</i>	<i>NOTCH</i>
<i>ATC</i>	<i>NOTIFY</i>

Note: This procedure is applicable regardless the LDG GEAR position is (DOWN or UP).

1.18.2.4 飛航組員訓練手冊

ATR 所提供之飛航組員訓練手冊 (flight crew training manual, FCTM) 發布於民國 103 年 2 月，該手冊是學習 ATR 標準作業程序非常重要的工具，它一般被認為是對所有 ATR 飛航組員訓練之標準基線。

緊急程序有關「engine 1 (2) flame out at take off」(起飛時單發動機熄火)
程序如下：

In the following, PF is seated on the right side. The procedure below starts at the controls transfer.

Flight events	PM	PF
		► CALL "MY CONTROL" Control through rudder pedals and control wheel & column.
REACHING V1	► CALL "V1" CM1 ► DO PL 1 & 2 RELEASE	
REACHING VR	► CALL "ROTATE"	► DO PITCH ROTATE TO 8° FD BARS FOLLOW
ENGINE FLAME OUT	First CM who detects the engine failure calls loudly "ENGINE FAILURE" The detection clues are: PM: Unexpected roll and dissymmetric handling PM: abnormal engine parameters (TQ decrease, rapid ITT decrease) And the other CM acknowledges with "CHECK"	► ORDER "ENGINE FLAME OUT AT TAKE-OFF MEMO ITEMS"
POSITIVE RATE	► CALL "POSITIVE RATE" ► DO & CALL UPTRIM ENG 2 (or 1)..... CHECK AUTOFEATHER ENG 1 (or 2) CHECK LANDING GEAR..... UP YAW DAMPER ENGAGE TAXI & T.O. LIGHTS OFF BLEEDS FAULT..... CHECK ILLUMINATED "UPTRIM, AUTOFEATHER, GEAR UP, BLEEDS FAULT LIT"	► COMMAND "GEAR UP" If no UPTIM, PF orders PL 1 & 2 to the ramp. If bleed fault not illuminated, order BLEED 1 (or 2) OFF. If YD can not be engaged, use rudder trim first and then engage YD ► CALL "RADIO RIGHT SIDE" ► TRANSMIT "MAYDAY, MAYDAY, MAYDAY, (CALL SIGN), ENGINE FLAME OUT, I'LL CALL YOU BACK" "SPEED VFTO MAGENTA"
PASSING ACCELERATION ALTITUDE (mini 400 ft AAL or higher if requested)	► CALL "ACCELERATION ALTITUDE" ► DO & CALL FGCP: ALT..... SET "ALT GREEN" ► DO FMA MODE..... CHECK	► COMMAND "SET ALT" ► CALL "CHECK" ► DO & CALL FMA MODE..... CHECK "SPEED VFTO MAGENTA"

Flight events	PM	PF
REACHING VFTO	<ul style="list-style-type: none"> ▶ CALL "VFTO" ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> PL 1 & 2 CHECK IN THE NOTCH PWR MGT MCT TQ / NP CHECK / ADJUST "MCT SET" ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> FGCP: IAS MODE ENGAGE "IAS SET" ▶ DO <ul style="list-style-type: none"> FLAPS..... AS RQPD 	<ul style="list-style-type: none"> ▶ DO, CALL & COMMAND <ul style="list-style-type: none"> PL 1 & 2 CHECK IN THE NOTCH "PL IN THE NOTCH, SET MCT" ▶ COMMAND <ul style="list-style-type: none"> "SET IAS" ▶ COMMAND <ul style="list-style-type: none"> "NORMAL CONDITIONS, FLAPS 0" or "ICING CONDITIONS, MAINTAIN FLAPS 15"
FLAPS 0/15° ON INDICATOR	<ul style="list-style-type: none"> ▶ CALL <ul style="list-style-type: none"> "FLAPS 0" Normal conditions "MAINTAIN FLAPS 15" Icing conditions 	
FLIGHT PATH STABILIZED	<ul style="list-style-type: none"> ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> PL POINTED AT BY PF..... CHECK "CONFIRM" ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> CL 1(or 2)..... POINT "CL 1 (OR 2)?" ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> CL 1 (or 2)..... FTR then FUEL S.O. "FEATHER, FUEL SHUT-OFF" <ul style="list-style-type: none"> Shut-off step by step. Stay 1 sec in FTR position before setting CL to Fuel S.O. ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> BLEED 1 (or 2)..... POINT "BLEED ENGINE ALIVE OFF, YES OR NO?" <ul style="list-style-type: none"> If necessary, remaining BLEED can be deselected to increase climb performance. ▶ CALL <ul style="list-style-type: none"> "MEMO ITEMS COMPLETE" ▶ CALL & READ <ul style="list-style-type: none"> "ENGINE FLAME OUT AT TAKE-OFF CHECKLIST?" Refer to EWD C/L ▶ CALL <ul style="list-style-type: none"> "ENG FLAME OUT AT TAKE-OFF CHECKLIST COMPLETE" 	<ul style="list-style-type: none"> ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> PL 1 (or 2)..... POINT "PL 1 (OR 2)?" ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> PL 1 (or 2)... RETARD GENTLY TO FI "FLIGHT IDLE" ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> CL POINTED AT BY PM CHECK "CONFIRM" ▶ DO & CALL <ul style="list-style-type: none"> BLEED POINTED AT BY PM CHECK "NO" (or "YES") ▶ REQUIRE <ul style="list-style-type: none"> "ENGINE FLAME OUT AT TAKE-OFF CHECKLIST"
ENGINE FLAME OUT AT TAKE-OFF CHECKLIST COMPLETE	<ul style="list-style-type: none"> ▶ CALL & READ <ul style="list-style-type: none"> "AFTER TAKE-OFF 1 EO CHECKLIST" Refer to EWD C/L "AFTER TAKE-OFF 1 EO CHECKLIST COMPLETE" 	<ul style="list-style-type: none"> ▶ REQUIRE <ul style="list-style-type: none"> "AFTER TAKE-OFF 1 EO CHECKLIST" ▶ REQUIRE <ul style="list-style-type: none"> "SINGLE ENG OPERATION CHECKLIST" Continue with Single Engine operation.

1.18.2.5 ATR72-600 最低裝備需求手冊及外型差異手冊

事故當時復興 ATR72-600 機隊之最低裝備需求手冊及外型差異手冊（minimum equipment list and configuration difference list, MEL/CDL）為第 1 版，於民國 103 年 2 月 10 日公布。該手冊發展自 ATR 主最低裝備需求手冊第 5 版及 ATR72-212A AFM 第 15 版，之後配合復興特別的操作需求製作完成，並由民航局核准，MEL 有關螺旋槳之段落如附錄九。

1.18.2.6 松山機場離場航圖

民航局公布之臺北飛航情報區飛航指南，有關松山機場 RCSS MUCHA TWO 離場航圖如圖 1.18-1。

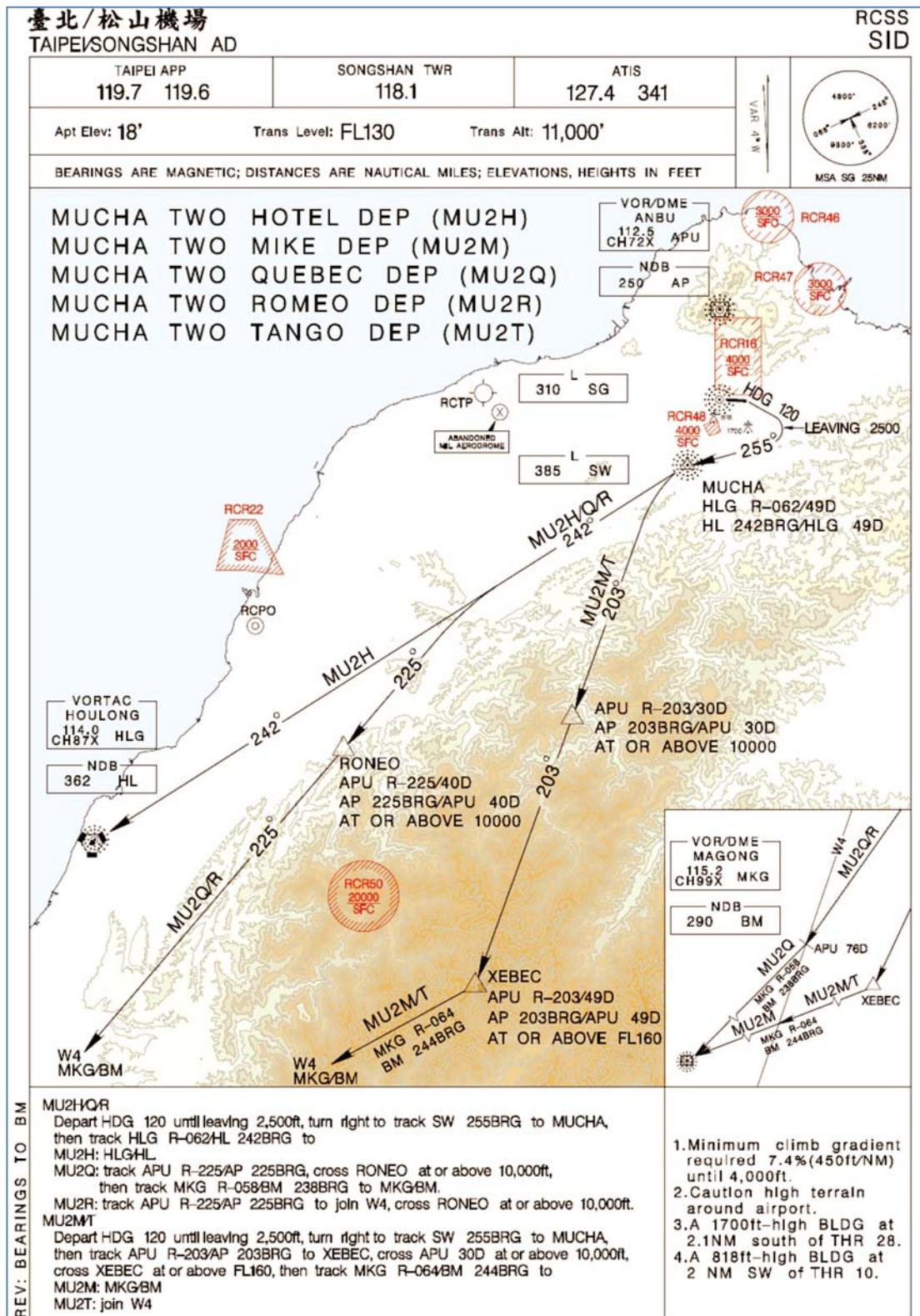


圖 1.18-1 松山機場 MUCHA TWO 離場航圖

1.18.3 訪談摘要

1.18.3.1 復興飛航組員訪談

GE235 飛航事故後，飛航操作調查分組訪談 12 位復興 ATR 機隊飛航組員，受訪者包括：

- 4 位 ATR72-500 型機教師駕駛員/檢定駕駛員；
- 2 位 ATR72-600 型機教師駕駛員/檢定駕駛員；
- 2 位 ATR72-600 型機正駕駛員；
- 4 位 ATR72-600 型機副駕駛員。

訪談紀錄共分為 9 項主題，摘錄如下：

起飛滾行時 ATPCS 未備動時放棄起飛之政策

大多數受訪者表示，ATR72-600 型機於起飛滾行時，如 ATPCS 未備動，飛航組員應放棄起飛。而 ATR72-500 型機於相同狀況下，只要起飛重量低於規定起飛重量（RTOW）限制，飛航組員即可繼續起飛。然而，有些 ATR72-500 型機飛航組員於受訪時表示，儘管公司訂有上述政策，但他們仍寧可放棄起飛。

ATPCS 動態測試

對於每日最後一趟航班結束後應執行 ATPCS 動態測試之規定，僅少數受訪者記得。有些 ATR72-500 型機飛航組員於受訪時表示，ATPCS 動態測試對於 ATR72-500 型機而言並無必要性。大多數受訪者表示 ATPCS 動態測試很少被飛航組員執行。

一位受訪者表示，係於 ATR72-600 型機之差異訓練中習得 ATPCS 動態測試之資訊，並曾嘗試於線上作業中執行，然而卻遭到有些正駕駛員的拒絕，因為他們寧可早點結束任務。

油門手桿與螺旋槳控制手桿之組員操控協調

有關 ATR72-600 型機之操作，多數受訪者表示係依照 ATR72-600 型機差異訓練之教學執行；不論正常或緊急狀況下，油門手桿係由操控駕駛員（PF）負責，螺旋槳控制手桿則由監控駕駛員（PM）負責。一位 ATR72-600 型機飛航組員表示，線上飛行中油門手桿，與螺旋槳控制手桿皆應由操控駕駛員（PF）負責。

相同議題問及 ATR72-500 型機之操作，則有幾種不同之說法。

組員資源管理（CRM）

多數受訪者無法指出其於 CRM 訓練之所獲。CRM 複訓中，會採用一些案例介紹，惟教官並未針對特定狀況設計情境進行討論。

有些資深正駕駛員不認為使用標準呼叫是重要的，並偏好以手勢代替呼叫。有些副駕駛員會嘗試對正駕駛員不遵守 SOP 之行為提出質疑，但不會堅持其改正。此外，有幾位受訪者表示，基於對公司安全報告系統的不信任，而不願舉報不遵守 SOP 之行為。

ATR72-600 差異訓練

幾位曾經飛行其他配備數位駕駛艙儀表（glass cockpit）航空器之 ATR72-600 受訪駕駛員表示，為期 5 天的差異訓練是適當的。其餘受訪者則認為不適當，尤其是對於飛航管理系統（FMS）及電子顯示螢幕的熟悉。大多數 ATR72-600 受訪駕駛員表示，在接受差異訓練前，若有較長的前置時間，用於 ATR72-600 型機之觀摩飛行；多一些全天的自修課程（至少為期一周），以及由有經驗的現役 ATR72-600 駕駛員指導，都將有助於學習。受訪者亦指出，復興雖於差異訓練前安排 7 天左右的自修時間，然因仍須支援飛航任務，大多數人的自修時間因此縮短為 2 至 3 天。

起飛時單發動機熄火

大多數受訪者表示，模擬機訓練執行「起飛時單發動機熄火」課目時，模擬

情境皆為飛機一離地，自動駕駛尚未接通即遭遇狀況。教師駕駛員於模擬機中，會要求學員按部就班地執行程序，而不是急著把程序做完。

接通自動駕駛之議題

大多數 ATR72-500 型機受訪駕駛員表示，遭遇單發動機熄火狀況時，自動駕駛會因為突增的偏航力矩而自動解除。然而 ATR72-600 型機受訪駕駛員則表示，單發動機熄火時自動駕駛並不會自動解除。此外，他們亦指出 ATR72-600 型機之方向舵自動配平功能較強，因此在修正方向偏差時，無須對方向舵施加大量操作，否則可能會導致偏航阻尼器（yaw damper）的解除。一位 ATR72-600 型機受訪駕駛員表示，若遭遇單發動機熄火而自動駕駛未自動解除，他將會以手動方式予以解除。有些受訪駕駛員表示，ATR 教師駕駛員教導他們不要解除自動駕駛，因為可以減低工作負荷。

對事故航班（GE235）飛航組員之看法

大多數受訪者對 GE235 飛航組員皆表達正面評價。事故前一周內曾與正駕駛員 A 君或正駕駛員 B 君共飛之受訪駕駛員皆表示，兩人在飛行中的行為表現均正常。

一位曾經部分參與正駕駛員 A 君升等訓練之教師駕駛員提及，正駕駛員 A 君「於線上操作時會有點緊張，有未與監控駕駛員協調就急著執行程序之傾向」。

ATR 機隊之人力問題

幾位受訪者表示，為了維護飛安，復興應提高訓練的要求與標準。近幾年 ATR 機隊有許多資深副駕駛員轉任空中巴士機隊。受訪者亦表示，復興提供的待遇無法吸引優秀駕駛員的加入，在人選有限之情況下，導致副駕駛員在資歷仍淺時即升任正駕駛員。

1.18.3.2 維修部門副理訪談

受訪者說明復興保養困難報告之程序及施作情形。復興修護管制中心（以下簡稱修管中心）蒐集各維修站提報之飛機缺點，彙集成每日報告。這些飛機缺點可能來自於駕駛員報告、安全部門，或是維修人員等，於復興主管會議時提供每日報告內容參考。如有必要，修管中心協助各部門主管審視每日報告，如有保養困難報告項目，修管中心須對品管中心報告。品管中心須對民航局遞交保養困難報告，以告知維修之困難，之後復興可靠性管制委員會和民航局人員商討因應對策。

有關事故航機因為發動機故障，改航線由曼谷飛渡臺灣之事件，受訪者說明這些發動機問題是如何被提報到民航局。當航機由土魯斯飛往臺北，於巡航高度時發生一號發動機低滑油壓力警告，飛航組員關斷一號發動機後轉飛至澳門機場。復興於澳門機場更換一號發動機後繼續飛渡，於澳門飛臺北期間又發生一號發動機低滑油壓力警告，飛行組員關斷一號發動機改飛高雄機場。調查發現，裝置於一號發動機減速齒輪箱上之驅油泵，其驅動軸齒輪之卡榫掉落，以致發生發動機低滑油壓力警告。因為重複發生一號發動機低滑油壓力警告，並於飛行中關斷發動機之事件，因而民航局派遣主任維修檢查員到高雄機場協助復興。

問及復興近 5 年來對空中關車事件之因應作為，受訪者稱先前提及 2 件空中關車事件是發生交機之時。另一空中關車事件發生於民國 101 年 5 月 2 日，係因發動機渦輪葉片製造瑕疵引起所致，該案業經飛安會調查結案。一件非指令性自動順槳事件發生於民國 100 年 8 月 16 日，起因於 AFU 之接頭 J1 與 J2 不良所致。復興修訂了 ATR 持續適航維修計畫之工卡 771362-RAI-10000-TNA，將 AFU 檢查改為固定週期執行。最後一件空中關車事件發生在民國 99 年 10 月 6 日，起因於起飛時發動機扭力值晃動，復興頒布 EC-1106-04 工程通告，要求遵照電氣接頭維護相關文件及程序。

1.18.3.3 金門機場駐站維修人員訪談

受訪者於民國 84 年開始在復興服務，持有民航局之航空器機體/發動機/通訊

電子維護之地面機械員執照，為金門機場駐站資深地面機械員。該員曾接受 ATR72-500 機型訓練及 ATR72-500 轉-600 型構型差異課程訓練。該員每年亦接受航空維修相關複訓。該員並說明於飛機完成必須檢查及維修後之適航放飛程序。

問及事故航班發生前由金門飛往松山所執行之維修及放飛作業內容，受訪者稱金門機場有駐站維修員 2 名，另 1 位無民航局地面機械員證照者執行飛機燃油添加作業，受訪者本人具民航局地面機械員證照，獨自執行過境檢查作業。過境檢查作業約 20 分鐘完成，並無發現缺點。一般情形下，如未開具任何缺點則過境檢查可在約 20 分鐘至 25 分鐘完成。受訪者亦查閱維修紀錄，該機亦無延遲改正缺點紀錄，於是在維護紀錄簿上簽名，放飛該機。當燃油添加作業完畢，受訪者至駕駛艙遞交燃油添加表予機長，當時飛航組員並未提及任何發動機相關之問題。

受訪者稱，如飛機準備離場發生問題而延誤起飛時程，其並不會因延遲表定離場時間而感到有放飛飛機的壓力，飛機適航為第一優先。

1.18.3.4 松山機場駐站維修人員訪談

受訪者於民國 94 年開始在復興服務，之前在港龍服務 2 年半的時間。持有民航局之航空器機體/發動機/通訊電子維護之地面機械員執照，為松山機場駐站地面機械員。該員曾接受 ATR72-500 機型訓練，及 ATR72-500 轉-600 型構型差異課程訓練。該員每年亦接受航空維修相關複訓。該員並說明航機完成必須檢查及維修後之適航放飛程序。

受訪者執行事故航班發生前之維修及放飛作業。過境檢查作業約 20 分鐘完成，並無發現缺點。一般情形下，如未開具任何缺點則過境檢查約可 20 分鐘完成。受訪者亦查閱了維修紀錄，該機亦無延遲改正缺點紀錄，於是在維護紀錄簿上簽名，放飛該機。

受訪者被問及松山飛往金門航班，當時飛航組員是否提及任何發動機相關之

問題。其稱 GE231 係當天之第一個航班，由其執行起飛前檢查。當他執行飛行前檢查時，機長正在執行 360 度（步行）檢查，飛行前檢查結果正常，飛航組員亦未提及任何發動機相關之問題。如飛機發生任何問題，其從來不會因使用最低裝備需求表（MEL）會造成延遲，而與飛航組員討價還價。他不會因延遲表定離場時間而感到有放飛飛機的壓力，飛機適航為第一優先。

1.18.3.5 松山機場管制臺機場席管制員訪談

受訪者於 1030 時輪值機場席，工作負荷為中等到輕度之間。事故前後能見度大於 10 公里，但是東面有一塊比較低的雲，因為 10 跑道有落地的飛機，便先讓該機在跑道外等待，之後進跑道及許可起飛的過程皆正常，起飛滾行爬高到 1,000呎左右，過 28 跑道頭不遠，將該機換至近場臺波道。當指示該機換波道，駕駛員有覆誦，過程正常，之後便將注意力轉移到場面其他飛機和車輛。後來近場臺由熱線擴音器呼叫「tower transfer TransAsia two tree five again」（塔台復興 235 再換一次），在此同時該機也呼叫塔臺，因為擴音器聲音比較大，受訪者由耳機沒有聽到駕駛員講什麼內容，以為該機換到近場臺的聯絡有問題，所以請該機再試一次換到近場臺波道，但是沒有回復。後來近場臺詢問有沒有看到該機，受訪者便觀察起飛航道附近，但是沒看到。之後發現該機在雷達螢幕的軌跡不是正常的木柵離場軌跡，而且高度消失。由於近場臺也連絡不到，所以受訪者便開始呼叫，但呼叫數次都沒有回答。因為情況不明，即告知近場臺及當班督導，他們指示先暫停起降，之後便照督導的指示進行通報。

1.18.3.6 松山機場管制臺班務督導訪談

受訪者當日值班時間為 0800-1800 時，事故前工作量及工作負荷接近輕度，於督導席的位置處理行政事務，塔臺同仁的工作情況正常，在機場席的作業過程中，由擴音器（位於機場席右方、督導席右前方）聽到近場臺呼叫該機沒有聯絡，請機場席可以的話再換一次，便立刻起身觀察，並詢問該機的起飛狀況，機場席回答該機已經起飛。受訪者檢視雷達螢幕，印象中似乎曾出現該機（雷達顯示目

標不穩定）一陣子，但是記憶不是很清楚，另外觀察跑道延伸線以及機場內，皆未發現該機，於是立刻請機場席持續在 118.1 波道廣播呼叫該機，受訪者則使用緊急波道呼叫，並使用望遠鏡觀察機場及周圍。在廣播呼叫的過程中，該機仍無聯絡，認為這個狀況應該很緊急，便指示機場席請下一架進入跑道的飛機不要起飛，持續觀察並廣播。當時受訪者旁邊有一位正在進行熟悉訓練的管制員，便請該員通知四樓的臺長；因情況不明，便請管制同仁機場暫停飛機起降，開始執行通報作業以淨空空域，再用望遠鏡檢視機場周邊及機場內的環境，請同仁通知航務組出來巡視跑道，以瞭解跑道是否可正常使用。

當時的地面上天氣報告能見度大於 10 公里，但觀察雲層並沒有很高，後來恢復起降，起飛的飛機由滾行開始，不到一分鐘就進入雲層無法目視。

1.18.4 發動機扭力異常相關事件與資訊

1.18.4.1 復興 ATR72 飛機歷年發動機扭力異常相關事件與資訊

檢視民航局飛航意外事件報告，在民國 99 年 10 月至 GE235 事故發生期間，民航局曾經調查兩件復興 ATR72 飛機發動機扭力異常之相關事件，其中一件與扭力感測器及 EEC 之間的連接有關。另外一件則與 AFU 有關。GE235 事故發生後，復興 ATR72 飛機亦曾發生一件與 AFU 有關之事件，這些歷年來的事件與資訊依時間先後次序詳列於表 1.18-1。

表 1.18-1 復興 ATR72 飛機發動機扭力異常相關事件與資訊

日期	飛機型別或資訊發布單位	事件/資訊敘述
民國 97 年 11 月 17 日	P&WC	P&WC 針對電氣接頭之保護及包覆發布服務資訊信件 SIL No. PW100-125 予所有使用者。
民國 99 年 10 月 6 日	ATR72-500	起飛後二號發動機扭力於 20% 至 100% 之間晃動，飛機返航安降，懷疑與二號扭力感測器及 EEC 之間的連接有關。
民國 100 年 6 月 28 日	復興	復興發布工程指引 EC-1106-04 予線上維修/基地維修及訓練部門，再次重申於任何發動機接頭安裝時技術熟練之重要性。航務部門於 ATR 機隊訓練計畫增列飛航中異常發動機參數之程序。

民國 100 年 8 月 16 日	ATR72-500	巡航時一號發動機扭力降至零，導致駕駛員關斷一號發動機，一號發動機重新被啓動後，飛機安全降落。 P&WC 報告確認，AFU 內部一處缺陷導致一號發動機非指令性自動順漿。
民國 101 年 3 月 15 日	復興	復興發布工程指令 EC-1203-03，通知公司內部相關單位，有關 P&WC 報告內所述之相關現象。
民國 104 年 2 月 21 日 ⁶¹	ATR72-500	起飛後一號發動機扭力下降，導致一號螺旋槳自動順漿，飛機返航後安全降落。

1.18.4.2 P&WC 發布之相關技術通報資訊

民國 96 年 8 月 15 日，P&WC 發布技術通報 SB21742，通知所有使用者執行 AFU 一次性檢查，SB21742 係用以處理 AFU 電氣接頭以及與排線相接處焊接點之老化問題，其可能導致扭力訊號喪失及後續之自動順漿。民國 96 年 8 月 15 日之後，P&WC 發布技術通報 SB21742 R1（詳附錄十），建議所有使用者將其 AFU 送至 P&WC 授權之附件修理廠，依據最新版 CMM 內容執行一次性檢查。民國 98 年 10 月，P&WC 將 SB21742 R1 內容併入發動機維修手冊 (P/N 3037332, rev. 42) 第 05-20-00 章之表 4，並將此一次性檢查更改為重複性檢查。因相關之維修需求已內含於發動機維修手冊中，P&WC 因而於民國 100 年 4 月取消編號 SB21742 之技術通報。

民國 99 年 12 月 14 日，P&WC 發布編號 PW100-138 之服務資訊信函 (SIL)，說明當 AFU 進廠時應執行之相關檢查/修理；該文件指出，部分與自動順漿事件相關之 AFU 電路板上之 U3 電壓轉換器，其焊接部位存在裂紋，此裂紋被認為可能導致間歇性電路中斷而引起這些自動順漿事件。AFU 製造廠於是修訂 U3 電壓轉換器檢查、安裝及焊接至電路板上之修護說明。此外，亦改善 AFU 之測試條件，包含增加低溫、高溫及常溫之測試需求。

民國 100 年 9 月 26 日，針對 AFU 相關之自動順漿事件，P&WC 發布編號

⁶¹ 本事件發生日期在 GE235 事故（民國 104 年 2 月 4 日）之後。

PW100-147⁶²之服務資訊信函；本份文件指出，多數有紀錄之自動順漿事件與 AFU 之 28 伏直流電源被中斷有關，在 ATR 飛機上，這些電源中斷會使扭力指示產生大幅度的波動，AFU 製造廠已將下列相關內容併入 CMM 中：

- 修訂 U3 電壓轉換器檢查、安裝及焊接至電路板上之指令；
- 有關 J1 及 J2 排線之導體與電路板相接部位之檢查；以及
- 在不同溫度（低、高溫及常溫）執行 AFU 功能測試。

P&WC 在民國 101 年 10 月 29 日發布編號 SB21822 技術通報，該通報導入在 AFU 信號輸入端增加一個低通濾波器。並在民國 103 年 5 月 12 日發布技術通報 SB21858，該通報導入 AFU 之電路板與 J2 接頭排線之焊接點上多一些焊料填實。

1.18.4.3 緊急適航指令

事故發生後，民航局於民國 104 年 2 月 25 日發布緊急適航指令（編號 CAA-2015-02-013E），次日發布修訂版（詳附錄十一），適用於 ATR72-500 及 ATR72-600 機隊。該適航指令說明有關非指令性自動順漿事件之處理程序，並引述兩份由 ATR（詳附錄十二）所發布之操作工程通告（OEB）。該兩份通告包含「Uncommanded auto-feather - 500」（非指令性自動順漿-500）及「Uncommanded auto-feather - 600」（非指令性自動順漿-600）相關內容。依據 ATR 通告內容指引，該緊急適航指令要求操作者訂正其快速參考手冊（QRH）中受影響之章節，技術通告中建議修訂之操作程序內容如下：

a. Take off normal procedure

At take off, the ATPCS must be checked armed and announced. If it is not armed while both power levers are in the notch, or in the case of intermittent arming / disarming of the ATPCS, the take off must be rejected.

⁶² 服務信函 PW100-147 於民國 101 年 9 月 26 日過期。

b. Any loss of NP and/or TQ should be dealt with as an engine failure

i. During Take off

ENG FLAME OUT AT TAKE OFF procedure is applicable.

ii. During any other phase of flight

Apply the following procedure:

PL affected side FI

CL affected side FTR THEN FUEL SO

LAND ASAP

SINGLE ENG OPERATION procedure (2.05) APPLY

(以下為翻譯)

a. 起飛正常程序

起飛時 ATPCS 必須檢查在備動狀態且呼叫該狀態；當左、右油門手桿已經在 notch 位置；假如 ATPCS 不在備動狀態，或 ATPCS 備動狀態為斷續時，則必須放棄起飛。

b. 任何狀況失去螺旋槳轉速及/或扭力指示必須視同發動機失效

i. 起飛時

適用起飛時發動機熄火程序。

ii. 在其他飛行階段

運用下列程序：

受影響側之油門手桿..... 飛行慢車

受影響側之螺旋槳控制手桿.....順槳然後關斷油門

儘快降落

單發動機操作程序（2.05）運用。

1.18.5 推力系統異常與組員回應不當

1.18.5.1 PSM+ICR 研究概述

1994 年 12 月，美國聯邦航空總署於美國發生一次失事⁶³之後，要求該國航空工業協會（Aviation Industries Association, AIA）針對單發動機失效或察覺發動機失效時，組員回應不當而產生的重大意外與失事展開深入研究。該研究由美國 AIA 與歐洲航空工業協會（European Association of Aerospace Industries, AECMA）共同進行，並於 1998 年 11 月發布了研究報告⁶⁴。

該報告深入探討了當時全球所有發生有關推力系統失效與組員回應不當（propulsion system malfunction + inappropriate crew response, PSM+ICR）之重大意外與失事。這些事件被定義為「飛航組員未能適當處理一般發動機或推力系統故障」，不當回應包括：不正確回應、缺乏回應或無法預測的回應等。報告聚焦在運輸類的西方製造商用渦輪扇及渦輪螺旋槳飛機。報告結論包括以下數點：

- PSM+ICR 相關事故發生的頻率（以離場次數統計）基本上都維持不變。儘管航機推力系統可靠度在過去 20 年間已有顯著進步，然此型事故仍舊發生，代表組員回應不當發生的頻率有增加之趨勢。
- 到 1998 年為止，每年商業營運航班中發生約 3 件 PSM+ICR 事故，另有 2 件是在飛航組員進行發動機失效模擬訓練時所發生。

⁶³ Flight Safety Foundation. (1996) . Commuter captain fails to follow emergency procedures after suspected engine failure, loses control of the aircraft during instrument approach. Accident Prevention, 53 (4), 1-12.

⁶⁴ Sallee, G. P. & Gibbons, D. M. (1999) . Propulsion system malfunction plus inappropriate crew response (PSM + ICR) . Flight Safety Digest, 18, (11-12), 1-193.

- 雖然大多數的推力系統故障都能被適當處理，但有足夠證據顯示，許多飛航組員對察覺某些推力系統的故障，並合宜地回應仍有困難。
- 特別針對渦輪螺旋槳飛機來說，在發生應可處理的推力系統故障時，飛航組員仍未能適當地控制航機。
- 研究團隊未能找到足夠的察覺推力系統故障相關訓練教材。
- 目前沒有法規依據要求訓練駕駛員察覺推力系統故障。
- 目前的訓練科目專注於駕駛員在飛航過程的關鍵時刻適當地處理發動機故障（單發動機失去動力及產生的推力不對稱），但是訓練並未著墨在很可能會造成駕駛員不當的回應之發動機故障特徵（如語音或視覺上的線索）。

1.18.5.2 涡輪螺旋槳飛機

在有足夠資料可以研究的 75 件渦輪螺旋槳飛機事故中，約八成為商業運輸航班。渦輪螺旋槳飛機的 PCM+ICR 事故每年發生約 6 ± 3 件；五成以上是在起飛階段發生；63% 的事故遭遇飛行中失控，其中多數是在起飛後遭遇推力系統故障。七成以上發動機在起飛時故障的事故導致了立即或在稍後的進場階段出現失控。

推力系統失效造成的非指令性全動力喪失是最常見的事故類型。而「組員關斷發動機」的事件中包括組員關斷產生故障的發動機及誤關仍在運轉中的正常發動機。這些事件中約五成是屬於組員誤關斷運轉中的發動機，其中又有一半是在訓練飛行中發生。

1.18.5.3 失效線索

報告的事故資料指出，飛航組員並沒有依據徵兆 (symptoms)、線索 (cues) 與/或系統指示 (indications) 中來察覺推力系統故障。徵兆與線索有時會被錯誤地評估並被組員不當的處理；在許多出現組員不當處理的事件中，這些徵兆和線索都不曾出現在他們操作經驗或是訓練過程。

報告中也直言，為了察覺發動機故障，初期的徵兆與線索需要在組員訓練時

儘可能以真實情況來呈現。當這些徵兆和線索不能被精確呈現的時候，應該考慮採用其他方式進行訓練。從一些發動機失效的飛航事故案例分析顯示，發動機失效應及時被察覺，做出適當反應，但結果卻沒有如此做，因而導致事故。突顯出察覺失效訓練的必要性。

儘管發動機失效或故障的察覺訓練不同，但相較於評估眾多數據來源以取得推力系統資訊，這兩種訓練都牽涉到駕駛員對於單一資料來源（如儀器或發動機參數）的反應；而民航業者則是回應，有關如何去辨識推力系統失效或故障的訓練相當少，或幾乎沒有。

除了系統警示及語音提醒外，有關飛航組員是否有利用其他特定線索來辨識推力系統故障的資料相當缺乏。此外，報告也未能確認飛航組員是否被航機系統、顯示或其他指示相互誤導之情況，以致於沒有察覺到發動機故障，或是哪一具發動機發生故障。

1.18.5.4 自動順槳系統的效應

報告也仔細檢視了自動順槳系統在事故結果上的影響。「起飛過程中失控」的事故尤其受到重視，因為自動順槳系統就是為了在起飛過程中幫助駕駛員避免失控而設計。在報告統計的 26 件此類事故中，15 架事故機有安裝自動順槳系統並被備動（也假設有作動），5 架事故機沒有安裝自動順槳系統，另外 6 架則不清楚是否有安裝此系統。因此，在這 26 件事故中，至少有 15 件事故的自動順槳系統並無法預防飛行中失控的發生。裝置自動順槳系統是有幫助的，但飛行中出現飛機失控有其他發生的原因，而非因為螺旋槳產生的阻力過大而造成。

1.18.5.5 訓練相關議題

在早期的噴射機或渦輪螺旋槳飛機中，飛航工程師被要求能夠察覺及處理推力系統的異常。依據「CFR Part 63」第二卷附錄十三 – 「駕駛員以外的飛航組員認證」的規定，需要給予飛航工程師足夠處理這項狀況的特別訓練。任何駕駛員

在飛航工程師晉升至副駕駛員及駕駛員的過程中，都會接受發動機異常察覺訓練。而早期的駕駛員在生涯中多數都會碰過幾次發動機失效，因而足以成為討論的話題。至於目前駕駛員是如何學習察覺並處理推力系統故障的情況則是不明的。

當這份報告完成的時候，與推力系統故障相關的駕駛員訓練與考核多著重在有限的緊急程序表項目，如發動機失火、飛行中關車與重新開車及低滑油壓力。此外，訓練與考核也包含在/接近起飛決定速度（ V_1 ）時控制飛機的科目。駕駛員通常不會接受範圍過廣的推力系統故障訓練，並無證據顯示有專門關於現代發動機推力系統故障察覺的駕駛員訓練教材。

發動機可能發生故障的種類與徵兆眾多，駕駛員如通常僅對其中一部分熟稔，那麼就有可能實際發生的故障是駕駛員經驗無法涵蓋的。研究團隊認為，在基礎駕駛員訓練和機型轉換訓練的時候，必須奠定推力系統故障察覺的基礎，並且需要在複訓的時候以極端的方式呈現推力失效的現象，如最大聲的、最快速的、最細微推力系統故障的情況。這樣至少應該可以保證故障不會如通常發生的情形般，出現駕駛員經驗以外的狀況。

報告也強調「雖然快速地辨認且判斷某些緊急情況很重要，但是業界需要影響並改變駕駛艙內的組員，減低他們貿然關斷錯誤發動機的可能性。」此外報告也記載，由於初始訓練或是新進駕駛員的訓練，正常來說是以航機無配備自動順槳系統的背景下進行，負向移轉（negative transfer）也常有所聞，這與發動機失效時，重點集中在快速將螺旋槳順槳的必要性有關。在大部分商用運輸，並配有自動順槳系統的渦輪螺旋槳飛機上，這樣的訓練可能造成過於專注在螺旋槳狀態，而忽略了操控航機這項更重要的工作。

更進一步地來說，負向的訓練並移轉非常有可能在高度壓力、恐懼或不預期的狀況發生，如推力系統在地面或是接近地面的時候發生故障。

飛行中失控或許是因缺乏飛行技術而發生，但也有可能是因為先前的不當行

為造成航機無法控制而產生，與飛行技術無關。建議的解決之道（即便是在訓練時亦同），針對前述兩種情況有很大的不同：第一種狀況必須藉由練習加強不需思索的適當反應來灌輸駕駛員控制航機的方式；第二種狀況是有鑑於在發動機失效事件中生理與心理的負擔相當繁重，因此程序練習的要求是非常重要的。

1.18.5.6 訓練建議

報告中提列了許多改進駕駛員訓練的建議，其中有關渦輪螺旋槳飛機駕駛員的訓練，該報告建議：

- 業界提供如何利用所有可用資料來察覺並判斷發動機問題，以提供完整推力系統狀態的訓練準則。
- 業界對於單發動機飛行訓練之標準化。
- 檢視駕駛員在起飛與重飛時之失速改正訓練，特別要著重在預防駕駛員在單發動機低速飛行時的困惑。

1.18.5.7 失誤的種類

在整合與分析推力系統故障時的資料所造成的失誤，是所有事件中最為廣泛且多樣的。由於駕駛員在推力系統故障事件中需要在一段時間去整合及解讀兩具或多具發動機的資料以決定故障性質與來源（如零組件），故上述的論述是可以預期的。失誤的資料清楚地顯示，增加特定事件的訓練，以及有關駕駛員與系統間互動的訓練是有需要的。

資料整合

無法統整有關資料可能會造成駕駛員對錯誤的發動機做出回應。無論是發動機指示明顯的快速變動，或在一段時間內緩慢改變時，皆會發生無法統整資料的情形。

假設錯誤

第二種失誤是對於判斷航機系統之間的關係產生錯誤的假設，與/或統整解讀過程中錯認特定的線索。與假設錯誤有關的失誤可以藉由專題討論的模式產生適合的訓練方式來消除或降低；由錯認線索產生的失誤，則需要仔細的評估以作為可能改變設計之解決方案。

誤解線索

第三種失誤是讓組員瞭解發生什麼事及發生在哪裡之可以用的資料(或線索)型態被錯誤解讀，導致了組員的不當回應。這類的失誤有可能因為對航機或系統整體的理解不完整、或不正確，並錯誤的辨識線索，進而無法恰當的整合線索資訊有直接的關聯性。和本類失誤有關的飛安事件，與位於同一系統內不同來源造成的故障，產生近似的線索而造成誤解有關。

組員溝通

第四種失誤與無法從組員間獲得相關資料有關。無法將組員提供的資訊整合成線索，被視為給予組員合作改善建議時重要的一環。同時這也彰顯了能夠瞭解系統故障的線索資訊通常必須來自於其他組員與個人找尋線索的行為。這類的失誤與被歸類為覺察失誤的「未能注意其他組員提供的資訊」是不同的。

系統知識

當對不正常狀況下的系統運作之知識不適當或不完整，會產生錯誤的或不完整之心理模式。不適當的組員回應是基於對於航機系統或整體航空器之錯誤心理模式而產生的。

不當決策與/或程序與執行失誤

即組員選擇了一個不適當的決策或是程序之錯誤。在很多事件中凸顯了這類錯誤，包含了偏離最佳的作業方式及在安全高度下收回單或雙發動機的油門。執行上的失誤包含了在處理與/或解讀資料時，或者是在選擇行動時所造成的失誤。

1.18.6 美國陸軍「關錯發動機」研究

美國陸軍進行了一項名為「關錯發動機（The Wrong Engine Study）⁶⁵」研究，來探討駕駛員在雙發動機的直昇機上發生單發動機緊急狀況的反應是否是一個系統性的問題，而如此反應的風險是否可以被減低。這研究的目的是為了更瞭解引發駕駛員在此類緊急狀況時關錯發動機的失誤。

本研究利用問卷與模擬機測試完成。超過七成的問卷應答者相信關錯發動機的潛在可能性，四成應答者承認他們曾經在實際或模擬緊急狀況時發生過對於油門控制手桿（power control levers, PCLs）混淆的情形。此外，五成曾發生 PCL 混淆的應答者確認他們曾經關掉沒故障的發動機或收回該發動機的油門。當被問到他們自己認為最有可能導致收錯油門的原因時，五成的人指出是基於判斷的錯誤，其他理由也包括 PCL 的設計、航空器的設計、使用夜視鏡、訓練不足、不良習慣轉移、匆促執行程序以及不詳盡的程序等。當被問到如何避免駕駛員關錯發動機時，七成五的受訪者建議藉由訓練，另外兩成五的人建議以工程的方式解決。

在 47 人參與的模擬機測試中，15%的參與者在測試的發動機緊急狀態反應有誤，錯誤反應的 25%造成了雙發動機動力喪失及模擬的生命損失。進一步研究這些發動機緊急狀態下的錯誤反應，發現 47%為初步診斷問題時就出現困難，另外 32%是採取的動作上出現失誤。其他失誤也包括了未能發現系統的改變、未能選擇一個合理的目的地（返航或立即落地）、與未能執行指定的程序。駕駛員反應的範圍從立即察覺並改正錯誤，到誤關好的發動機而造成機毀的錯誤。雖然需要單發動機緊急程序的故障相當少發生，但這份研究指出在此類的緊急情況中，有六分之一的機率飛航組員會反應錯誤。

⁶⁵ Wildzunas, R.M., Levine, R.R., Garner, W., and Braman, G.D. (1999). Error analysis of UH-60 single-engine emergency procedures (USAARL Report No. 99-05). Fort Rucker, AL: U.S. Army Aeromedical Research Laboratory.

察覺失誤的情況與 PSM+ICR 研究資料相當類似，最常出現的失誤就是判斷失誤與執行失誤。最大的不同在於 PSM+ICR 資料庫中決策與程序失誤的貢獻程度較大，而美國陸軍的模擬機研究中這類失誤的頻率較少。美國陸軍的問卷資料指出，駕駛員感到不正確的判斷與缺乏訓練為影響他們誤關發動機的主要因素，這也呼應了 PSM+ICR 報告中，需要藉由加強訓練以改進組員判斷當下發生甚麼事及問題在哪的能力。

1.18.7 其他人為因素考量

1.18.7.1 研判技巧

航空運作⁶⁶乃是一種複雜的社會/技術系統（socio-technical system），在此系統中，操作人的研判技巧（diagnostic skill）十分重要。各類先進科技與相關的系統介面及顯示之發展皆強調，進行適當的狀況處置前，獲取並運用關鍵訊息以正確且有效能的研判系統狀況之重要性。基於訊息以執行處置流程之相關研究，則提供研判輔助系統、介面與訓練⁶⁷等設計時之重要理念。另外，許多重大的航機失事，包括：太陽神航空 522 航班與法航 447 航班^{68,69}等，皆被指出與訊息誤用⁷⁰或/與差異化不佳之訊息有關。而各類訊息的關聯性形成狀況警覺的初始階段⁷¹亦已受到討論。除此之外，研究亦證實，訊息運用能力較高之個人或團隊擁有較優

⁶⁶ Wiggins, M. W. (2015). Cues in diagnostic reasoning. In M. W. Wiggins and T. Loveday (Eds.), *Diagnostic expertise in organizational environments* (pp. 1-13). Aldershot, UK: Ashgate.

⁶⁷ Wiggins, M. W. (2012). The role of cue utilization and adaptive interface design in the management of skilled performance in operations control. *Theoretical Issues in Ergonomics Science*, 15, 1-10.

⁶⁸ Loveday, T. (2015). Designing for diagnostic cues. In M.W. Wiggins and T. Loveday (Eds.) , *Diagnostic expertise in organizational environments* (pp. 49-60) . Aldershot, UK: Ashgate.

⁶⁹ Perry, N. (2015). Diagnostic support systems. In M.W. Wiggins and T. Loveday (Eds.), *Diagnostic expertise in organizational environments* (pp. 113-122) . Aldershot, UK: Ashgate.

⁷⁰ 訊息誤用（misusing）係指記憶力中不適當的關聯因受一顯著特徵所活化，因而延遲或阻止對物體或事件有正確的認識。

⁷¹ O'Hare, D. (2015) . Situational awareness and diagnosis. In M. W. Wiggins and T. Loveday (Eds.) , *Diagnostic expertise in organizational environments* (pp. 13-26) . Aldershot, UK: Ashgate.

越的研判技巧，並有較佳的非正常系統狀況應變表現⁷²。

PSM+ICR 研究已識別出飛航組員於研判推力系統失效時所重覆發生的問題，部分的原因係失效相關的訊息、指示、或/與徵狀與駕駛員過去的訓練與經驗不同。美國陸軍的研究亦有一致的結果，前述狀況經常會導致駕駛員的混淆與不適當的反應，包括關斷運作中的發動機。

1.18.7.2 狀況警覺

狀況警覺（situational awareness）相關知識係整合多種的狀況評估流程而產生⁷³。狀況警覺一般被認為係決策下達、計劃與問題解決的基礎。周遭環境各種的訊息經過接收、解釋、重要性分析，並與過去的知識整合後，始得以預測系統的後續狀態。狀況警覺乃是能夠正確地瞭解周遭的情形，以及後續可能會發生的狀況。團隊的狀況警覺乃視每個成員基於其職責所能維持之狀況警覺程度而定⁷⁴。

傳統上認為狀況警覺係由下列三個不同的階段所組成：

- 對於周遭環境各要素之察覺能力（能夠接收並識別環境中重要且具關聯性的要素，包括：飛機內部要素如系統狀態、警告燈，以及飛機外部的要素如障礙物、以及其他飛機之動態等）；
- 對於所察覺要素之理解程度；
- 依據對周遭環境相關要素的理解，預測後續變動（隨著對系統與其運作的充分理解而至少能夠預測出系統最近的後續變動。這樣的理解力對於辨識出應

⁷² Loveday, T., Wiggins, M. W., & Searle, B. J. (2013). Cue utilization and broad indicators of workplace expertise. *Journal of Cognitive Engineering and Decision-Making*, 8, 98-113.

⁷³ Endsley, M.R. (2004). Situation awareness: Progress and directions. In S. Banbury & S. Tremblay (Eds.), *A cognitive approach to situation awareness: Theory and application* (pp. 317–341). Aldershot, UK: Ashgate Publishing.

⁷⁴ Endsley, M. R. & Jones, W. M. (2001). A model of inter- and intrateam situation awareness: Implications for design, training and measurement. In M. McNeese, E. Salas & M. Endsley (Eds.), *New trends in cooperative activities: Understanding system dynamics in complex environments*. Santa Monica, CA: Human Factors and Ergonomics Society.

當的作為與可能的後果是相當重要的)。

Dominguea et al. (1994)⁷⁵提出狀況警覺係由以下 4 個要素所組成：

- 由環境中攫取資訊；
- 整合環境資訊與所擁有的知識，於心理反應出對現況之理解；
- 依據心理對現況的理解，作為後續觀察的依據，並持續循環進行；以及
- 預知未來可能發生的事件。

許多因素會造成失去狀況警覺，錯誤可在狀況警覺各不同階層的流程中產生。表 1.18-2 詳列出一系列與失去狀況警覺有關的因素，以及導致錯誤產生的情況⁷⁶。

當狀況警覺的任一階段發生錯誤時，即可能會造成失去狀況警覺，並使得駕駛員或/及組員心理對於現況產生不正確的理解。

表 1.18-2 失去狀況警覺之相關因素

- | |
|--|
| <ul style="list-style-type: none"> ● 資料未被觀察人員識別，可能因為資料本身不易識別或是因為觀察人員檢視資料過程中因下列因素而出現錯誤： <ul style="list-style-type: none"> ✓ 注意力窄化 ✓ 消極或自滿之行為 ✓ 高工作負荷 ✓ 分心與干擾 ✓ 視錯覺 ● 肯正偏見 (confirmation bias)： <ul style="list-style-type: none"> ✓ 資訊未被觀察人員所接收，觀察人員心理預期會觀察到某些訊息並將注意力專注於自己所相信的，可能導致人們只看到他們所預期的，而不是真正發生的。 ● 因為下列原因而使用不佳或不完整的心智模式 (mental model)： |
|--|

⁷⁵ Dominguez, C. (1994). Can SA be defined? In M. Vidulich, C. Dominguez, E. Vogel, & G. McMillan, *Situation awareness: Papers and annotated bibliography* (pp. 5-16). Wright-Patterson AFB, OH: Armstrong Laboratory.

⁷⁶ Flight Safety Foundation (2009) Crew resource management. *Operator's guide to human factors in aviation*. Alexandria, VA: Author. Also see http://www.skybrary.aero/index.php/Situational_Awareness_%28OGHFA_BN%29.

- ✓ 觀察不足
- ✓ 不佳的知識/經驗

使用錯誤或不適當的心智模式，並過度依賴該心智模式，以及未能識別出需要改變心智模式。

操作人或許會錯誤地解讀問題本質，因而做出不當的決策，因為他們所嘗試去解決的乃是一個錯誤的問題（此即為一種狀況警覺錯誤）。或者操作者對狀況有正確的理解，但卻選擇不當的處置作為（此即為意圖的失誤）。

Endsley (1999) 指出，80%的狀況警覺錯誤與察覺能力有關，17%與 3%的狀況警覺錯誤則分別與理解與預測能力有關。錯誤的分布狀況是偏向於察覺能力相關的議題最高，其可解釋狀況警覺層級 2 與層級 3 所發生的錯誤，並導致如注意力資源的錯誤配置的行為而造成狀況警覺層級 1 的錯誤⁷⁷。

St. John 與 Smallman (2008)⁷⁸指出干擾（interruptions）與多重任務（multi-tasking）會對狀況警覺帶來負面的影響，困難之一乃是在動態的環境中，當任務與職責改變時，認知資源需要重新分配。然而，要從此狀況恢復並維持狀況警覺是有困難的。在許多方面，干擾與多重任務會使得狀況變動時出現盲點⁷⁹、或是攫取、理解與運用訊息時出現問題。

對於一個駕駛員而言，狀況警覺係指其心理充分掌握當下航機的相對位置、飛航狀況、飛機外型配置與動力狀況、以及其他任何可能影響飛航安全的因素，如周遭的地障、障礙物、空域與天氣狀況等。當駕駛員狀況警覺不足時可能導致的後果包括：可控飛行撞地（CFIT）、失控（loss of control）、空域入侵、隔離不

⁷⁷ Endsley, M. R. (1999). Situation awareness in aviation systems. In J. A. Wise, V. D. Hopkin, V. D., & D. J. Garland, (Eds.), *Handbook of aviation human factors* (pp. 257-275). Mahwah, NJ: Lawrence Erlbaum.

⁷⁸ St.John, M. S., & Smallman, H. S. (2008). Staying up to speed: Four design principles for maintaining and recovering situation awareness. *Journal of Cognitive Engineering and Decision Making*, 2, 118-139.

⁷⁹ Change blindness is the striking failure to see large changes that normally would be noticed easily. See Simons, D. J., & Rensink, R. A. (2005). Change blindness: Past, present, and future. *Trends in Cognitive Sciences*, 9, 16-20.

足、或遭遇機尾亂流等。

航空領域有相當多關於狀況警覺的研究，而許多研究皆支持應設法減低失去狀況警覺，包括為了使組員完整瞭解即將執行任務之特殊處，應執行充分的任務提示，該提示亦應包括風險管理或威脅與疏失管理評估。其他重要的因應策略包括分心管理，盡可能減少分心是相當重要的，然而，若某一特別的任務有分心的情形產生時，則應藉由重覆某些程序步驟或檢查以確保依循應有的程序順序執行。

1.18.7.3 壓力

壓力（stress）之定義為當某種程度的環境需求引發一個人內在的評估流程時，察覺到需求大於可用資源，因而導致生理、心理、行為或人際互動的不良影響。也就是說，當一個人察覺到無法處理壓力來源時，可能會引發壓力的負面反應。壓力可對駕駛員的表現產生諸多影響，包含認知表現的影響，如注意力窄化、感官訊息接收之活動減少、對於周遭訊息的反應時間增加、警覺力下降，以及程序執行過程錯誤增加等^{80,81,82,83,84}。

壓力管理的技巧則包括：藉由模擬機訓練以熟悉如何處理鮮少遭遇的不正常飛航情況；即使遭遇的機會低，仍應對飛航中可能出現的情境與威脅進行提示與預想。上述技巧可協助駕駛員有效地處理緊急情況。

⁸⁰ Salas, E., Driskell, J. E., & Hughes, S. (1996). Introduction: The study of stress and human performance. In J. E. Driskell & E. Salas (Eds.), *Stress and Human Performance* (pp. 1-46). Mahwah, N.J.: Lawrence Erlbaum.

⁸¹ Salas, E., Driskell, J. E., and Hughes, S. (1996). Introduction: The study of stress and human performance. In J. E. Driskell and E. Salas (Eds.) *Stress and human performance*. Mahwah, New Jersey: Lawrence Erlbaum Associates.

⁸² Hancock, P. A., & Szalma, J. L. (2007). Stress and performance. In P. A. Hancock, & J. L. Szalma (Eds.), *Performance under stress* (pp. 1-18). Aldershot, UK: Ashgate.

⁸³ Hancock, P. A., and Warm, J.S. (1989). A dynamic model of stress and sustained attention. *Human Factors*, 31, 519-538.

⁸⁴ Boag-Hodgson, C. (2010). Topic 12: Stress. *ATSB human factors course* (pp.1-12). Canberra, ACT: ATSB.

本頁空白

第二章 分析

2.1 概述

飛航組員飛航證照與資格，符合民航局相關規定及公司之要求。無證據顯示，飛航組員在本次飛航中的表現可能受之前存在的病況、疲勞、服藥、毒品或酒精之負面影響。事故航機起飛時為目視天氣情況，飛行過程無不良天氣。

本分析主要著重於航空器適航與飛航操作之議題如組員訓練、人為因素、組員資源管理等。復興 GE222 飛航事故調查已明確指出在復興安全管理系統及民航局對航空公司之監理應改善的地方，在 GE235 飛航事故發生時，這些安全議題仍在持續改善中，本分析將不再討論前述事故調查報告中已討論過之部分。

2.2 航空器適航

2.2.1 航空器系統與發動機

事故航機之適航與登記符合現行民航法規。該機於松山機場放飛時無已知故障，其適航指令及技術通報執行狀況亦符合相關規定。審視該機事故前維修紀錄，無二號發動機自動順槳系統故障相關之報告。

殘骸檢視顯示航空器損傷係由撞擊所造成。事故後發動機檢視顯示，無不正常之狀況會影響其正常運作。但從 CVR 與 FDR 紀錄資料顯示，ATPCS 於起飛初始滾行時未能備動，之後又恢復備動狀態。在初始爬升過程，二號發動機發生非指令性自動順槳。

有關 ATPCS 系統元件包括 AFU 及相關元件均被檢視及測試。傳輸發動機扭力訊號相關元件包含線束及扭力感測器亦被檢查。連接扭力感測器與 AFU 之線束其連續性檢查正常。檢查四個扭力感測器⁸⁵，其中二號發動機 AFU 之左扭力感測

⁸⁵ 每個發動機包含 2 個扭力感測器，一號（左）和二號（右）感測器。左感測器連接至 AFU，右感測器連接至 EEC。

器之測試，發現其線圈為開路。該感測器 X 光檢查（如圖 1.16-10），顯示線圈所斷之處就在其外部變形之處，線圈開路應為事故時感測器受撞擊造成。

AFU 測試與檢查結果顯示，在二號發動機 AFU 內部連接扭力感測器之焊接點存在瑕疵，該瑕疵會增加不穩定之訊號線路電阻，因而產生扭力感測訊號之間歇性之不連續。要確保 ATPCS 系統功能如預期正常工作，訊號的連續性是必要的，受到擾亂之扭力訊號可能會造成非指令性自動順槳。

2.2.2 ATPCS 與非指令性自動順槳

ATPCS 的目的是在起飛過程如果發動機失效時，系統能夠控制失效之發動機自動順槳，並上調（uptrim）另一個正常操作發動機之馬力。ATPCS 系統運作時，它會監視兩具發動機之扭力訊號，當其中一具發動機扭力低於 18.5% 全額扭力值時，則表示該具發動機失效。兩具發動機之扭力值均大於 46% 時，ATPCS 才能處於備動狀態。假如傳輸至 ATPCS 系統之扭力訊號受到間歇性或以其他方式擾亂，那將會導致 ATPCS 系統運作不可靠。

事故後二號 AFU 之測試結果顯示，該 AFU 無法通過連續性測試。連接扭力感測器與 AFU 之接腳 J 和 H，其電阻值會隨著手移動其連接線而跳動，且該電阻值高於 CMM 之規範。間歇性的訊號不連續將會產生一個不穩定的扭力訊號至 AFU，如此可能會負面影響 ATPCS 之功能，包括不穩定的備動狀態及非故意或非指令性之自動順槳。

1051:43 時，當啓動起飛馬力時，CVR 紀錄顯示駕駛員呼叫「沒有 *a-t-p-c-s armed*」（ATPCS 系統沒有備動）。檢查 FDR 紀錄（如表 2.1-1），資料顯示所有備動所需之條件均符合，這樣一個不正常的情況，可以用介於二號 AFU 與扭力感測器間發生訊號不連續來解釋，訊號不連續的情況會中斷扭力感測器接至 AFU 之訊號，造成 ATPCS 系統顯示無法保持在備動狀態。在 8 秒鐘之後（1051:51），CVR 紀錄顯示飛航組員呼叫「喔有啊 *a-t-p-c-s armed* 有」。這樣的現象是與發生 8 秒鐘

間歇性的訊號不連續狀況相符。當飛機爬升越過 1,200 呎時，CVR 和 FDR 紀錄顯示駕駛艙主警告聲響，並顯示「ENG 2 FLAMEOUT AT TAKE OFF」（二號發動機熄火）之程序，ATPCS 系統完成自動程序，先上調一號發動機馬力，緊接著自動順漿二號發動機。但是檢查二號發動機在觸發 ATPCS 程序前之相關參數（如表 2.1-1）都是正常的。這樣的現象也與二號 AFU 與扭力感測器間發生間歇性的訊號不連續相符。這些技術性問題都與二號 AFU 內部間歇性訊號不連續的問題一致。

表 2.1-1 ATPCS 相關之 FDR 資料

時間 (hh:mm:ss)	AIR/GND mode	PWR MGT Switch	PLA_No.1 (deg)	TQ_No.1 (%)	PLA_No.2 (deg)	TQ_No.2 (%)
10:51:43	GND	TO	74.9	83.8	74.2	84.7
10:51:52	GND	TO	74.9	89.9	74.2	90.3
10:52:37	AIR	TO	74.9	100.9	74.2	89.6

二號 AFU 內部間歇性訊號不連續的問題造成 ATPCS 系統不穩定的表現，結果造成二號發動機非指令性自動順漿。

2.2.3 自動順漿單元 (AFU) 的品質

在 GE235 飛航事故發生後幾天，復興 ATR72 機隊飛航組員在空中亦經歷一次非指令性自動順漿。該事件航機之 AFU（三號 AFU）被拆下並送至原廠測試及檢查。其結果顯示，三號 AFU 與二號 AFU 均有類似之訊號不連續問題。

二號 AFU 與三號 AFU 之序號分別是 RT2362 及 RT2354，兩具 AFU 之製造日期都是在同一周（2013 年第 15 周），分別在 2014 年 3 月及 2014 年 4 月開始於線上服勤。至發生事件時，兩具 AFU 其服勤時間⁸⁶均低於 1 年，且在這兩具 AFU 均發現相似的焊接點瑕疵。

⁸⁶ 根據復興所提供之資訊，序號 RT2362 之 AFU 線上服勤期間自民國 103 年 3 月 28 日至 104 年 2 月 4 日。序號 RT2354 之 AFU 線上服勤期間自民國 103 年 4 月 8 日至 104 年 2 月 21 日。

發動機製造廠（P&WC）在 2005 年已經知道 AFU 造成非指令性自動順漿事件相關技術性的問題，並自 2007 年起發布相關技術通報。這些事件 AFU 的調查顯示，部分 AFU 的接頭其接腳 J1 和 J2 之焊接點呈現裂紋現象，並相信這些裂紋可能會引起暫時性電路中斷，導致非指令性自動順漿。為此，製造廠已經發布數個不同的技術通報及服務資訊給航空器使用人，建議 AFU 的改裝及/或提供相關資訊，以改善 AFU 有關自動順漿的事件。

技術通報 SB No.21742 其摘要顯示「AFU 電路接頭與排線焊接點的老化可能導致失去扭力訊號」，製造廠建議在使用時間累計 12,000 飛時或 2010 年 7 月 31 日之前（發生較晚的日期）執行該技術通報之改善措施。服務資訊信函（SIL No. PW100-138 及 PW100-147）則提供更多有關轉換器（converter）檢查、安裝及焊接至電路板的說明，此外亦改進了 AFU 的測試需求，包含不同溫度（高溫、低溫及環境溫度）及震動測試。這些新的說明補充了更新的 J1、J2 接頭及排線的測試與檢查。上述維修資訊已併入最新版之 CMM 中。

參考表 1.16-2，二號 AFU 及三號 AFU 之總飛時分別是 1,624 飛時及 1,206 飛時，相較發動機製造廠之建議檢查時間為 12,000 飛時，兩具 AFU 在發生事件時所累計之使用時間遠低於製造廠所建議之檢查時間。顯見 AFU 之間歇性連續失效可能不僅與老化有關，可能尚有其他之前未發現的問題。在事故前，發動機製造廠為改善 AFU 連續性不良的問題，所採取之對應措施未能發揮應有的效果，且需要進一步的解決方法。於本案事故調查過程中，發動機製造廠 P&WC 通知專案調查小組，已改善自動順漿控制單元，生產線上之發動機已採用此新的產品，對現有在線上服勤的發動機，製造廠亦於 2015 年 10 月發布技術通報（SB 21880，如附錄十三），更換改進過後的產品。

2.3 飛航操作

2.3.1 ATPCS 之政策及程序

依復興標準作業程序要求，起飛過程於鬆煞車之後，兩具發動機油門推到 NOTCH 位置，檢查及呼叫 FMA 模式之後，PM 應檢查 ATPCS 狀態並呼叫其檢查結果。事故航班於起飛滾行過程，當油門推到起飛位置（notch）時，正駕駛員 B 君（PM）注意到 ATPCS 未備動，並依規定呼叫 ATPCS 的狀態，接著 PM 呼叫「*take off inhibit*」，並經正駕駛員 A 君（PF）確認後，PF 決定繼續起飛，並取得 PM 的同意。CVR 資料顯示，於航機加速至起飛決定速度（V1）前 7 秒，PM 呼叫 ATPCS 回復至備動狀態。

復興 ATR72-500 型機隊允許飛航組員於起飛前已檢查實際起飛重量合於規定起飛重量（RTOW）之限制者，於起飛過程中如遇 ATPCS 系統按壓開關「ARM」指示燈未亮起時，可繼續起飛，此一操作程序之修訂係根據公司於民國 101 年公布之編號 m1010604x 號技術通告。復興飛航組員訓練督導曾於訪談時告知調查小組，該通告僅適用於 ATR72-500 型機隊，而非-600 型機隊。該公司 ATR72-600 型機則規定起飛中遭遇 ATPCS 未備動時，應放棄起飛，於該機隊組員受訓時亦是如此要求。此外，依據 ATR72-600 型機飛航組員之訪談（含教師駕駛員、檢定駕駛員、正駕駛員及副駕駛員），受訪者均表示遭遇此狀況時會放棄起飛。

事故飛航組員起飛時遭遇 ATPCS 未備動時之決定，與上述之期望不同。復興對於 ATR72-600 型機於起飛時遭遇 ATPCS 未備動情況，飛航組員須放棄起飛之要求，未明確規範於相關指令、程序及組員通告等公司政策文件。反之，復興 ATR72-600 型機正常檢查程序（normal checklist）中之起飛前提示，仍要求組員應檢查最大起飛重量是否低於規定起飛重量（RTOW），因為這是決定在 ATPCS 沒有備動時是否可繼續起飛的條件。此一狀況可能暗示復興 ATR72-600 型機組員可以運用 ATR72-500 型機在 ATPCS 沒有備動時之程序，但此一矛盾與可能導致組員混淆的狀況並未於事故前被指出。

至事故發生時為止，正駕駛員 A 君及正駕駛員 B 君之 ATR72-600 型機之飛航時間分別為 250 及 794 小時，在於 ATR72-500 型機之飛航時間則分別為 3,151

及 5,687 小時，相較之下，他們對於 ATR72-600 是較不熟悉的。事故飛航組員有可能將相關-500 型機之操作習慣轉移至-600 型機，但在 ATPCS 沒有備動時之前後時間，並無事故飛航組員回到使用-500 型機之操作程序來取代-600 型機操作之證據。因此，復興對 ATPCS 之操作無正式之政策文件，似乎比較可能係造成-600 型機有關 ATPCS 之實際操作與訓練要求之差異，以致造成對系統操作的誤解。

航空器製造廠家於事故後發布-500 及-600 型機有關非指令性自動順槳之操作工程通告 (OEB)，兩份 OEB 之內容均明確公布起飛滾行時有關 ATPCS 異常之正常起飛程序；「*At take off, the ATPCS must be checked armed and announced. If it is not armed while both power levers are in the notch, or in the case of intermittent arming / disarming of the ATPCS, the take off must be rejected.*」（於起飛過程中必須檢查並呼叫 ATPCS 之備動狀態。當兩個油門均在於 NOTCH 位置時，如 ATPCS 未備動或 ATPCS 之備動狀態不穩定，必須放棄起飛）。此兩份操作工程通告提供了 ATR72-500/600 型機之組員非常清楚之指引：一旦於起飛過程中遭遇 ATPCS 異常，必須放棄起飛。

參考復興 ATR72-600 型機之最低裝備需求手冊第 22-2 項；允許 ATPCS 可於失效之狀況下派飛，但必須依照飛行手冊補充章第 7_02.10 節：「*dispatch with ATPCS off*」（ATPCS 功能關閉之派遣）之程序執行。依據此程序，第一項為選擇 ATPCS OFF 及供氣閥 OFF，如此在起飛時將使自動順槳功能失效。如飛航組員能在發現 ATPCS 並無備動之後中止起飛，並依照最低裝備手冊內容於 ATPCS OFF 狀況下再次簽放，則非指令性自動順槳應不會發生。

2.3.2 ATR 原廠放棄起飛之政策

事故調查過程中，ATR 原廠提供了一份起飛時執行檢查之標準作業程序 (SOP) 原則，並特別針對 ATPCS 之檢查加以說明（詳如附錄八）。ATR 表示「標準作業程序之目的在於確保航空器在任何階段之飛行，其飛行姿態與外型都是正確而適當的，包括起飛。在定義上，任何檢查未完成，則應停止正在進行的程

序，且不能繼續起飛。此為業界的準則」。ATR 原廠亦提供空中巴士 3xx 型機之起飛 SOP，以展示其他飛機製造廠如何處理 SOP。可以注意到，空中巴士並未列出所有會導致應放棄起飛之條件，僅列出一般之政策及操作技巧。然而，此一類似的說明並未出現於 ATR 相關手冊中，因此航空器製造廠應在飛航組員操作手冊中提供類似之資訊或原則說明，以澄清放棄起飛之程序。

此外，雖 ATR72 型機之飛行手冊 (AFM) 第 5.03 節載有放棄起飛之不正常程序，但僅包括單發動機失效，而飛航組員操作手冊 (FCOM) 却無放棄起飛之程序。故應檢視航空器製造廠家之 AFM，以確認其放棄起飛之程序，除包含單發動機失效之狀況，尚須包含雙發動機都正常操作之放棄起飛程序，且 FCOM 亦應有此程序。

2.3.3 緊急狀況處置

2.3.3.1 故障識別

於 1052:38.3 時，正當事故航機右轉爬升通過 1,200 呎高度，駕駛艙內出現主警告燈/聲響，發動機及警告顯示螢幕 (EWD) 上顯示「ENG 2 OUT」紅色訊息。依據復興 ATR72-600 不正常與緊急狀況標準作業程序 (SOP) 第 26.1 節，飛航組員應「在採取動作之前，使用所有必要的時間去分析狀況」。有關程序的執行，ATR72-600 型機飛航組員操作手冊 (FCOM) 指出「執行程序之前，組員必須評估整體狀況，確認該故障，並考量故障所造成的限制」。應優先求穩定住航機之飛航路徑，及評估航機性能。

復興 ATR72-600 型機不正常與緊急狀況標準作業程序 (SOP) 訂有一故障識別流程，用以協助飛航組員。當回應主警告/警示出現時，身為監控駕駛員 (PM) 之正駕駛員 B 君，應宣告正在閃亮的主警告燈，並呼叫出在 EWD 上閃爍之資訊。據此，本次事故主警告出現後，處置上應先由 PM 呼叫「MASTER WARNING

」及「ENGINE 2 OUT ON FWS⁸⁷」，然後將主警告燈解除，接著宣告系統顯示頁面上之故障名稱或類型。身為操控駕駛員 (PF) 之正駕駛員 A 君在得知該故障後，應回應「check」，並於可行時呼叫「SYSTEM CHECK」。在 PF 呼叫「SYSTEM CHECK」後，應執行 6 項分析檢查以確認該故障。然而，由 CVR 抄件與 FDR 資料顯示，主警告出現後 PM 曾說「看一下」。正當 PM 發起故障識別流程時，PF 隨即於主警告出現後約 4 秒時，將一號發動機油門手桿收至 66.4 度位置，接著並說「我把 一號發動機 收回來」。PF 採取的行動未依前述之故障識別與確認流程，在未收到 PM 提供有關訊息前，即自行評估狀況並作出反應。此一倉促的作為取消了系統自動上調 (uptrim) 一號發動機之馬力，致使該發動機扭力值由最高之 104% 減低至 82%。

在 PF 減低正常發動機之馬力前，飛航組員未能執行適當之故障識別流程。倉促的舉動導致駕駛艙中產生混淆，PM 雖曾呼叫交互檢查及發動機熄火檢查，但 PF 並未作出適當回應。其後 PM 呼叫自動順槳並確認二號發動機熄火，但當時 PF 已將一號發動機油門拉回至 22% 扭力。該機失速警告系統接著致動，PF 呼叫關斷一號發動機之舉使情況更加混淆。待 PM 提到兩具發動機皆熄火，組員嘗試重新啓動發動機時，該機因高度不足而無法改正，接著便進入失速，並導致失控。

2.3.3.2 自動駕駛之運用

復興 ATR72-600 型機之不正常與緊急狀況標準作業程序 (SOP) 規定，「除非是緊急或不正常程序指示駕駛員必須解除自動駕駛，否則建議在這些情況儘量使用自動駕駛」。ATR72-600 型機飛航組員操作手冊 (FCOM) 亦建議運用自動駕駛以減低組員工作量及提升安全。

飛航資料紀錄器 (FDR) 資料顯示，自動駕駛於 1052:16 時被接通後，直到

⁸⁷ FWS: flight warning system (飛航警告系統)。

主警告發生時均維持接通狀態。座艙語音紀錄器（CVR）資料顯示，主警告聲響1秒後，正駕駛員A君呼叫「*I have control*」，2秒後自動駕駛被解除。飛航組員未針對自動駕駛的解除有所討論或呼叫。依據FDR資料及ATR72自動駕駛解除之邏輯分析（詳附錄十四），飛安會認為，操控駕駛員接手操控航機時，將自動駕駛解除。

ATR72-600型機飛航組員操作手冊（FCOM）第1.04.20節指出，當自動駕駛接通時，俯仰、滾轉及偏航等致動器皆與飛控系統連結，俯仰與偏航自動配平功能亦會啓動。這代表ATR72-600型機自動配平系統將自動補償單發動機失效所引起之偏轉向量，並且回饋驅動駕駛艙中之方向舵踏板。

如飛航資料紀錄器（FDR）所記錄之資料，自動駕駛被解除後，PF頻繁地使用配平控制。此外，因該機於無足夠發動機馬力情況下仍要維持爬升姿態，其速度因而下降。主警告出現後，飛航組員欲遵循發動機失效標準儀器離場程序，故正駕駛員B君（PM）將航向設定至092度，但於航向通過095度後，PF仍持續地操作該機左轉。如當時自動駕駛未被解除，自動駕駛應該可以控制航向保持於092度，組員工作負荷應可減輕。

操控駕駛員於第一次主警告出現後隨即解除自動駕駛之決定，增加其後續工作負荷，也因此降低自己處理緊急狀況之能力。

2.3.4 不遵守程序

復興ATR72-600 SOP有關二號發動機於起飛時熄火「ENG 2 FLAME OUT AT TAKE OFF」之記憶項目，要求PF須進行故障宣告，保持航機操控，並呼叫「engine flame out at take off memo items」以發起發動機熄火之記憶項目。PM則應予以確認，呼叫「ATPCS UPTIM」及「AUTOFEATHER」之功能已經啓動並顯示於EWD上。如無異狀，則接著確認起落架收起與兩套供氣系統之狀況。PF應調整航機姿態，以便加速至V_{FTO}。

然而，CVR 抄件與 FDR 資料顯示，PF 並未下達「engine flame out at take off memo items」指令。而是於主警告首次出現約 22 秒後，由 PM 於 1053:00 時開始執行記憶項目並呼叫「*engine flameout check*」。PM 接著確認 ATPCS 程序已啓動，並於 1053:02 時呼叫「*check up trim 有*」及「*auto feather 有*」。

隨後於 1053:05 時至 1053:07 時期間，PF 將一號發動機油門手桿自 66.5 角度收至 49.2 角度，而非依照 SOP 規定，調整航機姿態使其加速至 V_{FTO} 。即使 PM 曾提醒 PF 注意航機速度並呼叫「好 現在是確定二號 *engine flameout*」，該機仍持續爬升，其速度因而下降。以上顯示飛航組員未遵照二號發動機起飛時熄火之處置程序。FDR 資料顯示，一號發動機扭力值於 1053:05 時至 1053:12 時期間，由 82.2% 減低至 24.4%。由於正常發動機馬力減低，致該機空速持續下降，並導致包括失速警告聲響、控制桿抖桿、控制桿推桿在內的失速警告系統多次致動。

起飛時發動機熄火處置程序亦要求，須於相關記憶項目執行完畢，並已加速至 V_{FTO} 速度，PF 才可於飛航路徑穩定後，開始關斷受影響之發動機。然而，CVR 與 FDR 資料顯示，該機未加速至 V_{FTO} 之前，已出現失速警告，但 PF 却下令關斷一號發動機，以上顯示 PF 跳過多項屬於記憶項目之程序步驟，並嘗試於飛航路徑尚未穩定前，將一號發動機關斷。

ATR 飛航組員訓練手冊（FCTM）對於關斷受影響發動機之操作，訂有詳細的交互檢查程序及標準呼叫。欲關斷一具發動機時，應執行以下動作與呼叫（以二號發動機為例）：

- (a)當飛航組員決定收回受影響發動機之油門手桿時，PF 須手指該油門手桿，並呼叫「PL2?」，待 PM 檢查並回應「confirm」後，由 PF 和緩地將二號油門手桿收回至空中慢車位置，而後呼叫「flight idle」；接著
- (b)當飛航組員決定收回受影響發動機之螺旋槳控制手桿時，PM 須手指該螺旋槳控制手桿，並呼叫「CL2?」，待 PF 檢查並回應「confirm」後，由 PM 和緩地將二號螺旋槳控制手桿收回至順槳位置，再至燃油關斷位置，而後呼叫

「feather, fuel shut-off」。

事故飛航組員關斷一號發動機時，未依標準作業程序執行與呼叫，且當時駕駛艙出現多次失速警告，環境相當嘈雜。此情況剝奪了組員能以系統化方式評估和檢視當時狀況的機會，以確保兩位組員皆瞭解當時實際失去動力的是二號發動機。

CVR 與 FDR 資料顯示，一號油門手桿於 1053:18 時，被進一步收至 34.5 度角位置，一號螺旋槳控制手桿則於 1053:24 時被收至關斷位置。一號發動機剩餘扭力於 1053:27 時下降至 0%。該機因發動機馬力盡失，復以攻角因仰角增大而達到失速警告門檻，最終進入組員無法改正之失速狀態。PF 於識別推力系統實際故障情形時發生混淆，並未經宣告即減低一號發動機馬力，最後導致一號發動機被關斷與順槳。而 PM 似未發現 PF 曾經又再次收回一號油門手桿。不遵守關鍵的不正常與緊急狀況 SOP 的結果，導致駕駛艙內產生混淆，並肇致運作中的發動機遭到關斷。如組員能遵守 SOP，應該會提高共同正確地識別出推力系統故障之機會。且發動機如無損壞的現象，應該有機會重新啓動該發動機。假如飛航組員僅僅只做確認二號發動機之失去動力，以剩餘之一具發動機返航落地，本次事故應可避免。

GE222 飛航事故調查報告已指出，復興飛航組員不遵守 SOP 之情況屬於系統性問題。GE222 事故發生後 7 個月內，又發生 GE235 事故，而不遵守 SOP 之情況，又再次地顯見於事故航班及該公司駕駛員的訪談之中。

事故航班中，未遵守 SOP 或/及公司期望，或未符合安全慣例之情形，摘錄如下：

- 滑行時未遵守靜默駕駛艙規定；
- 執行起飛提示時未提及發動機失效程序；
- 起飛滾行 ATPCS 未備動時，未遵守應放棄起飛（僅限 ATR72-600 型機）之未以正式文件規範的公司期望；

- 主警告出現後 PF 非必要性解除自動駕駛；
- PF 採取行動前未先積極識別推力系統之故障；
- 組員未正確執行二號發動機於起飛時熄火之處置程序。

不遵守程序之行為，剝奪了飛航組員正確並有效地處理緊急狀況之機會。事故飛航組員之處置，使情況更為複雜化，進而導致工作負荷的增加，令原本得以掌控之情況演變為失速與失控。飛安會過去調查復興失事（GE222）與重大意外事件所發現，飛航組員不遵守 SOP 之情形，又再度出現於本次事故中，顯示不遵守 SOP 之情形，係持續性的系統問題，為復興 ATR 機隊之不良安全文化。復興與民航局諸多的改善計畫，於 GE235 事故發生當時，仍在進行中或可能尚未實施，亦或是效果不佳，或者未被貫徹。

2.3.5 航機改正操作

模擬機測試結果顯示，成功重新啓動一號發動機之過程約需費時 25 至 30 秒，過程中包含致動控制桿推桿在內之失速警告，期間高度損失達 900 呎。

當操控駕駛員（PF）發現其關錯發動機（一號），飛航組員嘗試重新啓動時，該機高度約為 550 呎，距撞擊時間約為 25 秒，均未達足以成功重啓發動機而安全飛離之條件。在嘗試重啓發動機過程中，該機高度不足並進入失速狀態，此時飛機狀態已無法挽回。

另調查小組於模擬機測試中發現（詳 1.16.2 節），飛航導引（flight director）於失速狀態下顯示機頭向上之操作指引，此與失速警告之控制桿推桿推機頭向下之輸入互為衝突。雖然飛航導引對事故之發生並無影響，且 ATR 飛航導引的邏輯和航空業界其他某些型機亦無不同，但模擬機飛航測試顯示，在失速警告過程，飛航導引之俯仰顯示與自動防止失速之動作相反，可能造成飛航組員操作時之困擾。故飛安會認為，有必要針對飛航導引之功能或顯示邏輯進行檢視，在失速保護自動啓動時，能夠顯示消失或出現正確之指令。

2.3.6 飛航組員表現之人爲因素觀點

2.3.6.1 飛航組員表現

事故航機飛航組員若能夠對推力系統失效有正確的瞭解與認識，應能夠處置二號發動機失去動力之狀況，並安全操控該機。該機在單發動機運作狀況下仍有相當程度的性能與操作餘裕，應可爬升及保持與障礙物之距離，並返回機場落地。再者，若飛航組員評估該失去作用的二號發動機並無損壞，亦可依循標準作業程序重新啓動該發動機。假使二號發動機成功啓動，飛航組員則有兩個可運作之發動機，返回機場落地應無困難。

該機飛航組員之表現與「推力系統失效+組員回應不當 (PSM+ICR)」研究報告、美國陸軍研究成果，以及文獻中已識別之其他人爲因素議題相符。除了未遵守標準作業程序外，相關議題尚包括：

- 飛航組員間對於狀況的研判存在明顯的差異：PF 並未由相關的徵狀、訊息或/及指示等識別出推力系統的失效狀況，進而造成錯誤的研判。依據 CVR，PM 雖然識別出係二號發動機失去動力，並於失速警告出現初期，糾正 PF 收回油門手桿之行為，但未能於後續發現 PF 將一號發動機關斷；
- PF 於狀況研判過程中，對於多個可用之資料未進行評估，亦未有效的運用 PM；
- 當最初推力系統發生失效後，飛航組員應有能力操控飛機，但卻未能適當地操控該機；
- 飛航組員訓練時可能未強調發動機失效時的特徵（聽覺與視覺訊息），因而導致組員的不當處置；
- 非指令性失去動力係最常見的技術事件；
- PF 於處置單發動機失效之過程中關錯發動機；
- PF 過度急於進行狀況處置。

2.3.6.2 研判錯誤

該機飛航組員於事故航班中所犯的錯誤類型乃常見於其他的失事案件，其中包括對推力系統故障時所產生之資訊整合與解讀錯誤，乃是該等事件中最普遍的錯誤類型。依據此錯誤類型之資料顯示，應有必要增加額外的訓練，包括針對該特定事件類型之訓練，以及人與系統互動之訓練。

事故發生之初，PM 應有察覺到推力系統失效係與二號發動機有關，但是 PF 並未對航機狀況有相同的理解，以及未對 EWD 的指示或 PM 有關二號發動機之言語有所反應，乃是專注於處理一號發動機。觀察駕駛員雖是三位飛航組員中最資深者，然其仍在 ATR72-600 差異訓練之航路訓練階段，似乎並未瞭解當時所發生的狀況為何。特別是當 PF 將運作中之一號發動機關斷，兩具發動機皆停止運作後，三位飛航組員對於當下之狀況產生困惑。然就在飛航組員嘗試重新啓動一號發動機過程中，航機進入了失速狀態。當航機失控已無法改正時，PF 終於瞭解並說出：「油門收錯了」。

2.3.6.3 壓力與心理準備

為能於緊急情況發生時減少反應時間並確保做出最適當的決策，復興與業界皆要求駕駛員應執行起飛前提示。該提示包含緊急程序檢視，以及確認航機之空速、高度、爬升率、與/或外型等，以確保起飛過程中即使發生單發動機失效仍能繼續飛行。駕駛員應盡其所能對相關處置做好心理準備，使其於飛航中之關鍵階段發生單發動機失效時，仍能夠做出正確的評估與處置。

突然且非預期的事件會使得飛航組員倍感壓力^{88,89}。若飛航組員無法處理壓力來源，則可能會引發壓力的負面反應，例如：不佳的狀況警覺、不正確的決策、

⁸⁸ Civil Aviation Authority. (2014, October) . CAP 731 – Flight Crew Human Factors Handbook. London, UK: CAA.

⁸⁹ Strauch, B. (2002) . Investigating human error: Incidents, accidents, and complex systems. Aldershot, UK: Ashgate.

察覺力下降、不合理的邏輯思考、自我控制力低、警覺力下降等^{90,91}。不正常與緊急情況之標準作業程序部分內容，設計有供飛航組員使用且條理分明的方法，以處理高壓力事件，包括起飛後遭遇非指令性自動順漿之狀況。

GE235 事故前近一年內，正駕駛員 A 君曾接受升等正駕駛員訓練與 ATR72-600 差異訓練。訓練紀錄顯示，針對起飛階段單發動機失效程序之理解與訓練表現，教師駕駛員或/與檢定駕駛員曾數次給予正駕駛員 A 君負面的評價。雖然正駕駛員 A 君最終仍通過前述訓練，惟此代表正駕駛員 A 君對於起飛階段單發動機失效之處置能力可能僅於及格邊緣。

CVR 抄件顯示，正駕駛員 A 君（PF）於起飛時未提示發動機失效程序，以及於起飛滾行時發現 ATPCS 未備動時未如公司之期望放棄起飛。在起飛提示不足的情況下，使得飛航組員未能有充分的心理準備面對本事故中所遭遇的自動順漿狀況。另外，ATPCS 系統知識可讓飛航組員瞭解，在起飛滾行初期 ATPCS 未能備動之狀況，可能隱含存在更為嚴重之問題。

事故航班中，正駕駛員 A 君可能受限於其單發動機失效處置能力、壓力，以及心理準備不足等，使其產生下列行為表現：

- 即使正駕駛員 B 君曾告知正駕駛員 A 君係二號發動機失效，正駕駛員 A 君仍誤認是一號發動機發生故障；
- 正駕駛員 A 君忽略數個單發動機失效程序之處置步驟，而專注於一號發動機之油門控制；
- 不論是在單發動機運作或雙發動機失去作用狀況下，皆應維持航機空速高於失速速度，然而正駕駛員 A 君卻未注意到航機空速正在接近失速速度。

⁹⁰ “Stress and Stress Management” article included in the *Operator’s Guide to Human Factors in Aviation* (2009) , Flight Safety Foundation.

⁹¹ P.A. Hancock and J.L. Szalma. Chapter 1 Stress and Performance. *Performance Under Stress* published by Ashgate Publishing Limited, 2007.

2.3.6.4 飛航組員訓練與適職性議題

正駕駛員 A 君自軍中退役後，曾於民國 98 年進入國內另一航空公司擔任 A330 型機培訓副駕駛員。由該 A330 型機初始訓練紀錄顯示，正駕駛員 A 君於多工處置能力、優先次序排定、正確決策下達以及壓力下之表現等方面遭遇困難，經補強訓練後，表現仍未符合要求，故該初始訓練於民國 99 年 3 月終止。

其後正駕駛員 A 君於民國 99 年 8 月進入復興，順利完成 ATR72-500 型機副駕駛員初始訓練及後續年度適職性訓練與考驗。民國 103 年 4 月，其資歷符合正駕駛員升訓資格，但於升訓過程中，表現介於合格邊緣。正駕駛員 A 君雖順利完成該次訓練地面學科與模擬機訓練，但卻未通過次月之模擬機考驗。不合格項目包括：不正常發動機啓動、雙液壓系統失效以及單發動機進場重飛。檢定駕駛員之評語包括：程序檢查與執行不完整，以及對緊急程序之瞭解不足。

經過進一步的訓練後，正駕駛員 A 君於民國 103 年 6 月重新通過升等考驗，並於民國 103 年 7 月升任正駕駛員。後續航路訓練期間，幾位教師駕駛員曾於訓練紀錄註記：由於知識與自信的不足，口試時對於「both EEC failure」（雙發動機電子控制器失效）、「engine failure after V1」（V₁速度後發動機失效）以及「smoke」（冒煙）等緊急狀況之處置產生猶豫，執行某些程序或回答問題時容易緊張。

民國 103 年 10 月，正駕駛員 A 君於新加坡接受 ATR72-500 轉換至 ATR72-600 之差異訓練。模擬機課目之評等為「may need extra training」（可能需要多一點訓練），教官於民國 103 年 10 月 31 日給予之評語為「check engine-flame-out-at-take off callout and task sharing and go-around single engine」（須注意起飛時發動機熄火之呼叫與工作分配，以及單發動機重飛）。表示正駕駛員 A 君雖通過訓練，但於下次訓練或考驗時須接受多一點訓練，以確認其對於起飛時單發動機熄火及單發動機重飛狀況之處置。正駕駛員 A 君於民國 103 年 11 月 2 日重新操作上述項目，並通過下一階段考驗。

正駕駛員 A 君事故前一年內之升等訓練及 ATR72-600 差異訓練紀錄中，有多位教師駕駛員及/或檢定駕駛員對其於起飛時單發動機熄火程序之瞭解與表現，給予負面評語。即便正駕駛員 A 君最終仍通過升等及差異訓練，但跡象顯示其處理起飛時單發動機失效之能力，在合格邊緣。

正駕駛員 A 君於事故航班中之表現，與其於訓練過程中遭遇困難之情形一致，尤以壓力下之緊急狀況處置，包括決策不當、認知能力下降、易於求快或疏漏，以及注意力侷限等情形。然而，復興並未有效處理正駕駛員 A 君訓練紀錄中所呈現明顯且迫切之飛安風險。

本次事故發生前，復興飛航組員如於訓練或考驗中有未達標準項目，復興僅針對該個別項目施予補訓。如組員通過後繼考驗，即未再進一步觀察或追蹤。亦即，復興對於反覆顯現出能力顯著未及要求之飛航組員，並無識別機制。倘若復興實施一有效之飛航組員能力評估辦法，應可對表現在合格邊緣之飛航組員提供額外監控，或/及給予補強訓練。民航局民用航空醫務中心⁹²所建置之評估系統⁹³中有相關參考指標（如：*simultaneous capacity*⁹⁴、*stress tolerance*⁹⁵），民航業可向其索取，以衡量飛航組員於壓力情況下之能力表現。當飛航組員無法持續符合要求標準，應依照航空業的普遍作法，停止其飛行任務。

2.3.6.5 升等訓練執行過程

正駕駛員 A 君於民國 103 年與其他 3 位副駕駛員共同升等為正駕駛員，檢視該次升等之甄選過程與訓練有以下發現：

⁹² 民用航空醫務中心（簡稱航醫中心）是一個為航空從業人員提供服務，並由民航局督導的非營利機構。航醫中心業務範圍包括：航空醫學檢查、健康與衛生教育、健康照護、疾病防治、普通或特別診斷、緊急救難、心肺復甦術與航空生理訓練、心理評估與諮商等。

⁹³ 航醫中心的心理評估系統部分參照 SCHUHFRIED 公司的“Expert System Aviation (ESA)”為基礎，其根據 JAR-FLC3 的要求包括有航空心理學相關要領的測驗。

⁹⁴ 「*Simultaneous capacity*」定義為同時處理日常任務以及需要認知表現（例如解決問題）的任務時所達到的表現。

⁹⁵ 「*Stress tolerance*」定義為在正常與有壓力狀況下時，處理日常任務所達到表現的不同程度。

- 依據航務處作業手冊，該次升訓候選人員口試時應有 8 位教師駕駛員或檢定駕駛員參加，以評估候選人員之口試表現，然而正駕駛員 A 君所參加的升訓候選人員口試僅有 6 位教師駕駛員或檢定駕駛員參加評比；
- 包含正駕駛員 A 君在內計 3 位升訓人員於民國 103 年 5 月 12 日進行地面學科測驗時，尚未完成所有的地面學科訓練，未能符合復興飛航訓練管理手冊相關規定。

復興對正駕駛員 A 君升等甄選與訓練的程序，未能確實依循公司內部規定執行，復興之品保機制亦未發現上述甄選與訓練過程之缺失。

2.3.6.6 組員資源管理與組員協調

事故航班中存在多個組員資源管理（CRM）與組員協調之問題，分述如下：

駕艙靜默

依據 1041 時至 1051 時之 CVR 抄件，除了執行離場前相關程序外，正駕駛員 A 君（PF）與正駕駛員 B 君（PM）或觀察駕駛員少有言語互動。然而，包括航機後推、螺旋槳啓動、滑行、等待起飛等階段，正駕駛員 B 君與觀察駕駛員間有諸多關於航機系統之討論與示範，此作為並不符合特定飛航期間之駕艙靜默相關規定。即使該等討論之目的係為教導觀察駕駛員該型機之系統運作，為其航路訓練的一部分，然而，冗長的討論乃分心的來源之一，並會阻擾與正駕駛員 A 君間之溝通以及團隊建立。該等討論亦為飛航組員未能執行適當的起飛提示之可能原因。

組員溝通

本事故發生過程中，有多次兩位飛航組員未能互相藉由對方接收到有關兩具發動機狀態之資料。且依據 PF 未能整合運用 PM 所提供資訊之事實，顯示若要瞭解所發生的狀況為何，於依據相關訊息以對現況發展出完整輪廓的過程中，經常需藉助其他組員的協助，以及個人積極地找尋相關訊息。

飛航組員表現之好壞端視其能否藉由團隊功能的有效發揮，而得以識別並處置二號發動機失去動力之狀況。該機飛航組員雖已完成符合法規之訓練要求，但對於如 ATR72-600 般複雜的雙渦輪螺旋槳發動機航空器，其所接受的乃非業界最佳之訓練內容。

本事故發生過程中，存在多次無效溝通之狀況，分述如下：

- 二號發動機非指令性自動順槳後，於 1052:43 至 1053:07 期間，正駕駛員 B 君（PM）曾告訴正駕駛員 A 君（PF）停止或稍後再收回一號油門手桿，應先完成交互檢查。PF 確實有因此而暫停收回一號油門手桿，然於稍後 PF 又繼續收回一號油門手桿時，則可能未被 PM 所發現。直到 PF 未經交互檢查而關錯發動機前，失速警告與控制桿抖桿作動時，CVR 抄件顯示，PM 曾試圖指引 PF 增加油門，然而 PF 仍繼續收一號油門手桿，並將一號發動機關斷，過程中未有 PM 質疑 PF 該等動作之紀錄；
- 1053:05 時，PM 觀察到空速下降，並提醒 PF：「速度先注意一下」，然而，PF 並未增加空速，PM 亦未再次提醒；
- 1053:07 時，PM 曾說出：「現在是確定二號 *engine flameout*」，雖然 PF 有回應：「好」，但他並未處理此資訊，其應仍認為失效的是一號發動機，PF 亦未說出或確認他所研判的是一號發動機有問題。若 PF 依循標準作業程序給予 PM 明確的回應，說出他所認為的一號發動機有問題，PM 則有機會指正 PF 的錯誤研判；
- 1053:15 至 1053:25 期間，飛航組員關斷一號發動機，然而於發動機關斷的交互檢查過程卻使用非標準且不清楚的呼叫。

可用資源未有效使用

除非緊急程序中指示飛航組員解除自動駕駛，在緊急狀況時，仍建議飛航組員應盡可能使用自動駕駛。然而，PF 於非指令性自動順槳發生後，隨即解除自動駕駛，造成其工作負荷增加。另外，ATR72-600 航空器配備有發動機與警告顯示

系統(EWD)，該系統已明確顯示推力系統故障乃係二號發動機失效-「ENG 2 OUT」，然而，PF 並未處理 EWD 所顯示之訊息。

不佳的領導力

當領導者未能及時發揮應有的領導力以滿足任務所需時，即可能導致不安全的情況產生⁹⁶。正駕駛員 A 君 (PF) 作為該機機長，應負責督導任務全程之飛航管理。然而，當非指令性自動順漿發生後，PF 於單發動機運作狀況下未能正確地操控航機，亦未表達其對狀況之研判結果，以及未依標準作業程序進行狀況處置，而程序中已明訂此狀況下，每一飛航組員所應承擔的任務職責。PF 於事故中缺乏領導力的表現，乃是造成駕駛艙內對現況產生困惑，以及未能依標準作業程序進行狀況處置的部分原因。然而，正駕駛員 B 君 (PM) 為有經驗之駕駛員，亦未能介入或接手處理，以挽救 PF 已失去領導能力之情況。

2.3.6.7 復興組員資源管理訓練

有效的組員資源管理 (CRM) 乃始於新進駕駛員訓練，並藉由反覆的練習、評估及回饋予以強化，並應融入駕駛員各階段的訓練中⁹⁷。

民航局於民國 93 年 6 月 23 日發布 CRM 之民航通告，該通告內含指導航空公司發展、執行、強化，以及評估其 CRM 訓練計畫之參考資料。此外，航空界亦已發展出許多可取得之 CRM 指引⁹⁸。參考上述指引以及先前於 GE222 事故之調查發現，列舉復興 CRM 訓練可加強處如下：

⁹⁶ Wiegmann, D. A., & Shappell, S. A. (2003). A human error approach to aviation accident analysis: The human factors analysis and classification system. Burlington, VT: Ashgate Publishing, Ltd.

⁹⁷ Federal Aviation Administration. (2004, January). *FAA Advisory Circular (AC) 120-51E - Crew Resource Management Training*. Washington, DC: FAA.

⁹⁸ ICAO Circular 217-AN/132 (1989) – Flight Crew Training: Cockpit Resource Management (CRM) and Line-Oriented Flight Training (LOFT); Flight Safety Foundation (2009) Operator's Guide to Human Factors in Aviation; UK Civil Aviation Authority CAP 731 (October 2014) Flight Crew Human Factors Handbook; Federal Aviation Administration's (FAA) Advisory Circular (AC) 120-35D (13 March 2015) – Flight Member Line Operational Simulations: Line-Oriented Flight Training, Special Purpose Operational Training, Line Operational Evaluation, etc.

- 復興未訂定系統化的 CRM 評估流程，以瞭解其訓練之有效性以及訓練目標達成與否，此可能會造成該公司未能識別年度複訓中所應強化的重點，或/及未能達成 CRM 訓練持續改善之目標；
- CRM 指導員、督導人員、教師駕駛員，及檢定駕駛員等，若要有能力、熟悉，且有信心能夠執行 CRM 的教育、觀察、及評估等工作項目，係需要接受額外的訓練。然而，復興並未提供適當的 CRM 講授訓練，以協助上述人員有能力得以教育與評估受訓練人員對 CRM 技巧之實務應用；
- 復興模擬機訓練中，有關 CRM 技巧的實務應用與檢驗等，係依賴教師駕駛員其個人的經驗，復興並未發展一制度化的流程，以針對特定的 CRM 訓練目標，設計具體且標準化的線上導向飛行訓練（LOFT）；
- 復興教師駕駛員於 LOFT 與模擬機訓練後之檢討中，多數未運用訓練過程之影音紀錄。然而，該影音紀錄乃是協助組員評估與改善其 CRM 表現的有效工具。另外，相較於某些航空公司，復興之正駕駛員升等訓練中，對於機長可能會面對的人為因素議題與挑戰等之訓練仍有所不足；
- 復興 CRM 地面學科訓練教材未能包含近期的 CRM 研究成果，以及有關溝通/人際技巧、問題解決/決策下達、領導/被領導（leadership/followership），以及計畫與分析（critique）等之業界最佳實務應用。此外，對於 CRM 複訓之課程內容、學習目標與訓練時數等未有明確的要求。

復興未能廣為運用可取得的 CRM 指引，以發展、執行、強化並評估其飛航組員 CRM 訓練計畫。事故飛航組員的表現顯示出復興 CRM 訓練成效不佳。如同 GE222 飛航事故之調查發現，民航局對於復興含 CRM 訓練在內之飛航組員訓練的監理作業仍須大幅改進。

2.3.6.8 負向移轉

瞭解為何 PF 會將正常運作的一號發動機（錯關的發動機）關斷亦是調查中探討的議題之一，包括該駕駛員過去的多發動機航空器訓練與經驗之影響亦被納入考量。依據與復興其他 ATR72 駕駛員之訪談紀錄，單發動機失效訓練與考驗之

模擬機情境並非皆設計為是一號發動機失效。雖然正駕駛員 A 君過去為復興副駕駛員期間，曾於營運航班擔任 PM 時，遭遇一號發動機非指令性自動順漿之事件，然而，仍未有足夠的證據可歸納出，本事故中 PF 對於二號發動機非指令性順漿之錯誤處置係受到其過去經驗負向移轉（negative transfer）之影響。

2.3.7 復興 ATR72 差異訓練與訓練紀錄管理

2.3.7.1 訓練計畫

復興 ATR72-500 轉 ATR72-600 型機差異訓練（簡稱 ATR72-600 差異訓練）計畫係依據歐洲航空安全署（EASA）ATR42/72 飛航組員操作資格評估委員會（OEB）報告所訂定。依據受訓駕駛員總飛航時間、機型經驗，以及過去所飛行之 ATR72 型機外型配置與設備等，而有數種不同的差異訓練方案。針對 ATR72-600 型機，OEB 建議有兩種制式之差異訓練計畫，分別是 5 日與 10 日之訓練時程。復興係採用 OEB 報告中 5 日之 ATR72-600 差異訓練方案，並獲我國民航局核准。差異訓練紀錄亦顯示，ATR 原廠訓練教官於訓練開始時皆先檢視復興每位駕駛員之經歷，以確保其符合 5 日型訓練方案之條件。除了原廠提供的差異訓練外，民航局另要求駕駛員於完成差異訓練之模擬機訓練後，須接受由委任考試官（DE）或民航局檢查員所執行之模擬機考驗。

復興 ATR72-600 差異訓練計畫係符合民航局之法規要求，然而，與復興其他 ATR72-600 駕駛員之訪談顯示，對於欠缺先進自動化系統經驗之駕駛員而言，復興所提供的訓練仍有所不足，特別是有關飛航管理系統（FMS）與電子化顯示之熟悉部分。以 GE235 飛航事故來說，CVR 與 FDR 資料顯示，正駕駛員 A 君（PF）未能使用自動駕駛與飛航警告系統以識別並管理緊急情況，此可能係正駕駛員 A 君對於航機自動化輔助系統的知識、瞭解與信心不足，而其部分或全部的原因則可能與差異訓練不足有關。另外，正駕駛員 A 君差異訓練之模擬機訓練結果指出，正駕駛員 A 君特別對於單發動機失效的處置或許需要多一點的訓練。因此，民航局與復興應重新考量目前 5 日型之差異訓練計畫，與後續的航路訓練要求是否足

夠，以確保復興飛航組員有能力得以處理所有正常與一系列不正常情況。

除此之外，ATR72-500 與 ATR72-600 型機飛航儀表存在有顯著的差異，由傳統的類比顯示轉為具更先進航電系統之主要飛航顯示器（PFD）與電子式檢查表。除儀表中的視覺顯示方式不同外，緊急情況時飛航組員所需攫取的資訊亦未必顯示於相同的位置或表現方式。雖然於 GE235 飛航事故中，由 CVR 資料可佐證 PM 曾呼叫出有關二號發動機失效之適當的處置程序，然而 PF 却仍關注於一號發動機。飛安會認為對於同一機種檢定，由傳統儀表駕駛艙轉換至全套進階自動模式駕駛艙之差異訓練課程，應有研究之必要，以瞭解其最低訓練需求之時間及內容。

2.3.7.2 紀錄管理

依據「航空器飛航作業管理規則」與復興航務處作業手冊，復興應建立系統，以保存飛航組員於復興服務期間所有的訓練紀錄，供民航局檢查。

然而，復興飛航組員訓練紀錄顯示，復興未完整保存所有 ATR72-600 駕駛員之差異訓練紀錄，復興訓練主管表示，差異訓練紀錄係保存位於新加坡之 ATR 原廠訓練中心。

以上顯示，復興未能依循「航空器飛航作業管理規則」與復興航務處作業手冊之規定，保存飛航組員差異訓練紀錄。

GE235 飛航組員之 ATR72-600 差異訓練紀錄指出，正駕駛員 A 君或應針對起飛期間單發動機失效程序加強訓練。此表示復興航務處或/與品保人員若妥適保存、維護與評估差異訓練紀錄，可提供復興另一個檢視正駕駛員 A 君單發動機失效處置能力的機會。

2.4 民航局監理

民航局於復興 GE222 飛航事故後，於民國 103 年 8 月 14 日至 30 日間，曾對

復興航務處、聯合管制中心，與安管室執行 1 次航空公司深度評估檢查。為回應民航局之檢查發現，復興實施多項飛安改善方案，包括：改正公司安全管理制度（SMS）與飛航操作品質保證計畫（FOQA）之缺失、飛航組員訓練與考驗標準化、建立持續性下降進場方式（CDFA）相關程序、強化組員資源管理（CRM）訓練以及飛航駕駛員疲勞管理等。

GE222 飛航事故後 7 個月發生 GE235 飛航事故，當時復興仍在進行上述安全議題之改善方案中，而復興飛航組員不遵守程序之系統性問題尚未解決。民航局應儘快強化對復興飛航運作之監理作業，以確保復興得以有效且及時地推動相關安全改善方案。GE222 飛航事故調查過程中，飛安會已對民航局提出多項明確的監理相關議題；有關民航局對復興之監理，GE222 與 GE235 飛航事故係反應出類似的問題。GE222 飛航事故調查報告已明確指出多項之民航局監理作業可改善之處，因此於本報告中不再贅述。

第三章 結論

本章中依據調查期間所蒐集之事實資料以及綜合分析，總結以下三類之調查發現：「與可能肇因有關之調查發現」、「與風險有關之調查發現」及「其他調查發現」。

與可能肇因有關之調查發現

此類調查發現係屬已經顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素，包括不安全作為、不安全狀況，或與造成本次事故發生息息相關之安全缺失等。

與風險有關之調查發現

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

其他調查發現

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

3.1 與可能肇因有關之調查發現

(一) 發動機

1. 二號發動機自動順槳單元（AFU）與扭力感測器之間歇性訊號連續不良可能造成自動起飛動力控制系統（ATPCS）：

- 在起飛滾行過程無法穩定保持在備動狀態；
 - 在初始爬升階段被啓動，以致於該系統依序完成 ATPCS 之自動功能，包含使二號發動機自動順漿。(1.6、1.11、1.16.5、2.2)
2. 既有的證據顯示，二號發動機自動順漿單元（AFU）與扭力感測器之間歇性訊號不連續，可能係因二號 AFU 內部焊接點瑕疵所造成。(1.6、1.11、1.16.5、2.2)

（二）飛航操作

3. 在起飛滾行初期，飛航組員發現自動起飛動力控制系統（ATPCS）之備動燈號未亮起時，未放棄起飛。(1.11、1.17.6、1.18.2、2.3.1)
4. 復興未將 ATR72-600 型機於起飛時遭遇自動起飛動力控制系統（ATPCS）未備動情況，飛航組員須放棄起飛之要求，明確規範於相關指令、程序及組員通告等公司政策文件中。(1.17.6、1.18.2、2.3.1)
5. 在二號發動機發生非指令性自動順漿後，飛航組員於採取動作前未執行手冊內規範之故障識別程序，造成操控駕駛員對推力系統故障特徵與辨識的混淆，並將正常運作中的一號發動機推力降低。(1.11、1.18、2.3.3)
6. 飛航組員未遵守復興 ATR72-600 型機不正常與緊急狀況之標準作業程序，執行起飛時單發動機熄火之程序，結果造成操控駕駛員收回正常運作之發動機油門，並誤關該發動機。(1.11、1.18、2.3.4)
7. 事故航機因於初始爬升階段喪失發動機推力及操控駕駛員操作不當，以致產生一連串包括控制桿推桿之失速警告。飛航組員對於失速警告未採取及時有效之反應。(1.11、1.18、2.3.3)
8. 飛航組員未及時發現兩具發動機皆喪失推力，並重新啓動發動機予以改正。於飛航組員重新啓動發動機時，該機失速且高度過低，已無法挽回航機失控狀態。(1.11、1.18、2.3.5)

9. 飛航組員未能有效溝通、協調，以及運用威脅與疏失管理（TEM）策略，危及該航班之安全。於事故發生各階段中，操控與監控駕駛員未能藉由有效溝通獲得彼此所知有關發動機狀態之資訊，且操控駕駛員未能適當地回應或整合監控駕駛員所提供之資訊。（1.11、1.17、1.18、2.3.6）

3.2 與風險有關之調查發現

（一）發動機

1. 發動機製造廠為控制自動順漿單元（AFU）電路間歇性訊號不連續之問題，曾發出技術通報（SB）建議間隔 12,000 飛時執行 AFU 之檢查以解決老化所造成之電路問題。本調查案中之兩具 AFU 分別在 1,624 飛時及 1,206 飛時失效，顯示造成電路間歇性訊號不連續，除了與老化有關，可能還有其他之前未被發現的問題。本事故前，發動機製造廠針對解決此問題所發出之檢查技術通報其成效仍有不足。發動機製造廠已發布改良的產品，所有新生產之發動機已改採用此一新型改良產品。製造廠亦發布另一項換裝新品的技術通報。（1.6、1.11、1.16.5、1.18.4、2.2.3）

（二）飛航操作

2. 操控駕駛員於發生主警告聲響後即解除自動駕駛，不但增加操控駕駛員後續之工作負荷，且降低其評估與處置緊急狀況之能力。（1.11、1.18、2.3.3）
3. 飛航組員忽略起飛前必要之單發動機失效處置提示，致喪失起飛後遭遇推力系統失效狀況時應有之心理準備。（1.11、1.18、2.3.6）

（三）航空公司安全管理

4. 復興未遵守該公司本身之程序，以執行事故操控駕駛員升任正駕駛員之選拔與訓練作業，復興所執行之品保作業亦未發現升訓過程不符公司規範。（1.17、2.3.6）

5. 復興未運用目前普遍參採之相關組員資源管理（CRM）指導方針，以發展、施行與強化其飛航組員之 CRM 訓練計畫，同時評估其有效性。(1.17、1.18、2.3.6)
6. 復興採用之 ATR72-600 型機之差異訓練課程，雖符合歐洲航空安全署 ATR72 作業評估委員會之報告，且由民航局監理之角度觀之亦無不符，惟仍可能不足以確保復興飛航組員在所有正常程序及一系列異常狀況下，皆能勝任 ATR72-600 型機之操作。(1.17、1.18、2.3.7)
7. 根據 GE235 飛航組員接受 ATR72-600 型機差異訓練之紀錄顯示，正駕駛員 A 君對於起飛階段單發動機失效之處置，可能需要多一點的訓練。若復興有適當之航務作業及/或品保人員妥適保存及評估渠等人員之差異訓練紀錄，復興或許還可有機會檢視正駕駛員 A 君對於單發動機失效之緊急處置能力。(1.5、1.17、2.3.7)
8. 正駕駛員 A 君於本事故之表現與其訓練紀錄所記載之弱項相符：亦即在處置不正常及/或緊急狀況時一直有困難，包括起飛階段單發動機失效及單發動機操作。但是復興未有效地處理正駕駛員 A 君此一明顯又迫切的飛安風險。(1.5、1.17、1.18、2.3.7)

（四）民航局監理作業

9. 民航局需改善包括組員資源管理（CRM）在內之飛航組員訓練監理作業。(1.17.7、2.3.6、2.4)
10. 先前針對復興發生之飛航事故（包括 GE222 在內）所進行之調查指出，復興飛航組員普遍存在不遵守標準作業程序之狀況，而此一狀況於本次 GE235 事故發生時仍未改善。民航局雖於 GE222 飛航事故發生後對復興執行深度查核，並提出遵守標準作業程序之議題，惟民航局未能確保復興及時改善先前所指出之系統性安全問題，以降低潛在風險。(1.17、2.4)

3.3 其他發現

1. 飛航組員飛航證照與資格，符合民航局相關規定及公司之要求。無證據顯示飛航組員在本次飛航中的表現可能受業已存在之病況、疲勞、服藥、毒品或酒精之負面影響。(1.5、1.13、2.1)
2. 事故航機起飛時為目視天氣情況，事故飛行過程無不良天氣。(1.7、2.1)
3. 事故航機之適航證書與登記符合現行民航法規。該機於松山機場適航放飛時並無已知故障，其適航指令及技術通報執行狀況亦符合相關規定。審視該機發生事故前之維修紀錄，並無有關二號發動機自動順漿系統故障之報告。(1.6、2.2)
4. 飛航組員由使用傳統飛航儀表轉換至具有主要飛航顯示器（PFD）之先進整合式航空電子儀表飛行，於遭遇緊急狀況時，可能無法在相同的位置上取得相同的視覺圖像及有關訊息。(1.17.3、2.3.7.1)
5. 雖然飛航導引（FD）之指示對本件事故之發生並無影響，且 ATR 飛航導引之邏輯和航空業界其他某些型機亦無不同，但模擬機飛航測試顯示，在失速警告過程中，飛航導引之俯仰顯示與自動防止失速之動作相反，可能造成飛航組員操作時之困擾。(1.16.2、2.3.5)
6. ATR72 之正式文件欠缺有關放棄起飛政策之一般性說明，亦無在雙發動機均正常狀況下放棄起飛之程序。(1.17、2.3.2)

本頁空白

第四章 飛安改善建議

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，惟飛安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。

復興 GE222 飛航事故調查已指出需要改善的特定議題，並對民航局及復興航空提出共計 24 項飛安改善建議。在飛安會發布 GE235 飛航事故調查報告的此時，上述安全議題之改善方案仍由航空公司及主管機關執行中。因已，本報告中將不再重複提出類似的飛安改善建議。

4.1 改善建議

一、致復興航空公司

1. 應於相關指令、程序、訓練及組員通告中明確規範，當 ATR72-600 型機之自動起飛動力控制系統（ATPCS）未如規定在備動狀態時，飛航組員須放棄起飛之公司政策。（ASC-ASR-16-06-001）
2. 深底檢視飛航組員之訓練計畫，包括：年度複訓、組員資源管理（CRM）訓練、升等訓練與差異訓練等，並設計系統性的措施以確保下列事項：
 - 落實飛航組員考驗與訓練標準化；
 - 所有飛航組員遵守標準作業程序；
 - 所有飛航組員熟悉包含起飛階段單發動機失效在內的不正常與緊急狀況之處置；
 - 運用目前普遍參採之組員資源管理（CRM）指導方針，發展、施行與強化飛航組員之 CRM 訓練計畫，並評估其有效性，特別是能夠於實務上應用該等技巧處理緊急狀況；
 - 正駕駛員升等流程與訓練應符合公司相關程序，並能篩選出適任人員；
 - 充分之 ATR72-600 型機差異訓練與接續之航路訓練，以確保飛航組員均足以

勝任正常與不正常狀況之處置；及

- 所有飛航組員任職期間之訓練紀錄皆能依「航空器飛航作業管理規則」之要求確實保存。

(ASC-ASR-16-06-002)

3. 改進公司內部品保監督及稽核流程，以確保能夠及時確認及改正重複發生之安全、訓練及行政問題。(ASC-ASR-16-06-003)

4. 建置並記錄一套正式且有效之飛航組員能力評審機制，以確認及管理及格邊緣之飛航組員。(ASC-ASR-16-06-004)

5. 評估公司內部安全文化，以瞭解公司安全績效不佳之原因，尤其是重複發生不遵守程序之狀況。(ASC-ASR-16-06-005)

二、致交通部民用航空局

1. 檢討對航空公司之監理措施，以確保能及時並有效地識別與改善安全缺失。

(ASC-ASR-16-06-006)

2. 實施一套高度健全之監理程序，以確保航空公司能及時且有效地執行因應事故調查、稽核及檢查作業所提出之改善措施。(ASC-ASR-16-06-007)

3. 詳盡檢視對復興之監理業務，以識別並確保已發現的作業安全缺失，包括飛航組員未遵守程序、未達標準之訓練作業，以及不符要求之安全管理等情況，能有效地改善。(ASC-ASR-16-06-008)

4. 提供檢查員詳盡之指引，俾利渠等人員評估航空業者非技術性訓練計畫之有效性，如組員資源管理（CRM）及威脅與疏失管理（TEM）訓練計畫。

(ASC-ASR-16-06-009)

三、致聯合科技集團航太系統公司

4. 與航空器製造廠及發動機製造廠合作，評估有關 PW127 系列發動機自動順槳單元（AFU）現有之操作參數及航空器風險，以降低或防止可能會造成非指令性自

動順槳之情況。(ASC-ASR-16-06-010)

四、致加拿大普惠公司

1. 與航空器製造廠及自動順槳單元（AFU）製造廠合作，評估有關 PW127 系列發動機自動順槳單元現有之操作參數及航空器風險，以降低或防止可能會造成非指令性自動順槳之情況。(ASC-ASR-16-06-011)

五、致 ATR 飛機製造公司

1. 與發動機製造廠及自動順槳單元（AFU）製造廠合作，評估有關 PW127 系列發動機自動順槳單元現有之操作參數及航空器風險，以降低或防止可能會造成非指令性自動順槳之情況。(ASC-ASR-16-06-012)
2. 於飛航組員操作手冊（FCOM）中發布有關放棄起飛之操作程序，並提供可能導致放棄起飛相關狀況之資訊。(ASC-ASR-16-06-013)

六、致歐洲航空安全署

1. 從業界層面，要求檢視航空器製造廠飛航導引（FD）功能或顯示之邏輯，在失速保護自動啓動時，能夠以適當之安排顯示或移除指示。(ASC-ASR-16-06-014)
2. 研究在同一機種由傳統儀表駕駛艙轉換至全套進階自動模式駕駛艙之差異訓練課程，其最低訓練需求之時間及內容。(ASC-ASR-16-06-015)
3. 要求檢視航空器製造廠之飛航手冊（AFM），以確保放棄起飛程序亦適用於雙發動機均正常時之狀況。(ASC-ASR-16-06-016)

4.2 已完成或進行中之改善建議

4.2.1 復興航空公司

復興航空於民國 105 年 5 月 24 日提供該公司針對 GE235 飛航事故已完成或進行中之改善措施，該等資料未經飛安會確認。內容如下：

在 GE235 事故後，復興航空在訓練及管理系統上進行全面的安全性改善，描

述如下：

1. 復興航空所有安全事件均依據公正文化精神原則執行，並將其列入手冊政策中。
2. 復興航空依據 SMS 精神，於 SMS 中對 SAG 及 SRB 等管理機制，均持續性提升對 SPI/SPT 及風險管理之監控掌握。
3. 在 SMS 和 QMS 整合發展架構中，安全暨品質保證專案（SQAP）已經被導入 TNA 制度系統，用以規範品質相關的規劃、活動和內部稽核行動。SQAP 原則係執行計劃 - 執行 - 檢查 - 行動（PDCA）週期，以主動做為找出 TNA 航空運作流程、程序和文件化等系統上的弱點。與此同時，依據品質分析和資料統計，一個標準化的程序是以符合法規及標準之作為，回饋到安全績效指標（SPI）及安全績效目標（SPT），亦用以逐步完善安全保證及品質保證作為。SQAP 具備以下關鍵要點：
 - (1) 組建 TNA 稽核員團隊。
 - (2) 執行稽核員初/複訓專案，並實施稽核員資格認證。
 - (3) 建立稽核缺失管制系統並實施缺失改正追蹤。
 - (4) 強化品質分析能力。
4. 本公司已實施下列措施以強化 FOQA 作業：
 - (1) 合理化飛航資料下載流程以加速資料處理過程與其下載率。
 - (2) 建立多工的網路作業環境以供及時與多人同時作業。
 - (3) 編纂飛航品質保證作業手冊以律定作業程序、工作流程與相關作業人員訓練要求。
 - (4) 晉用飛安機師以解析資料成為可用之資訊。
 - (5) 於 Airbus 的督導下實施在職訓練提升相關作業人員之適職能力。
5. 航務組織已強化，包括：
 - (1) 104 年 5 月 20 日「標考組」與「訓練組」各自獨立，由 ATR、A320 及 A330 機隊額外三位檢定駕駛員擔任標考主任，從組織面符合訓考分離原則。

- (2) 105 年 11 月 1 日於「機隊管理部」下新增 ATR 技術機師、A320 技術機師及 A330 技術機師共三名，協助「總機師」處理「飛航操作品質保證」(flight operations quality assurance, FOQA) 案件、組員報告與績效評鑑事務。
- (3) 104 年 11 月 5 日增設之「航務副總」就任，直屬總經理，督導航務運作，以符合國際與國內法規、安全管理績效與公司營運發展。
- (4) 飛航管理人力（不含航務副總）從 9 名擴增為 15 名，增加 66%。

6. 為了確保飛航組員遵守標準作業程序 (SOP)，復興航空已完成以下作為：

- (1) 全面檢視與修訂 ATR、A320 及 A330 SOP 與標準呼叫 (standard callouts)，於 104 年 2 月報局完成備查。後續再於 104 年 4 月修訂 ATR SOP 報局完成備查。105 年 6 月再修訂 A320 SOP 報局完成備查。

(2) SOP 加強訓練：

ATR：104 年 3 月全體組員完成 SOP 訓練，105 年 5 月因 SOP 再次修訂，再次實施一次 SOP 訓練。

A320：104 年 3-4 月全體組員完成 SOP 訓練，105 年 7 月因 SOP 再次修訂，再次實施一次 SOP 訓練。

A330：104 年 3 月全體組員完成 SOP 訓練。

(3) 透過以下措施稽查飛航組員 SOP 落實狀況：

標準作業查核 (standard operation audits)；

SOP 航查與缺點追蹤；

航路操作稽查 (TransAsia line operations audit)

查核結果顯示組員對於 SOP 之遵守符合要求。

7. 復興航空已透過以下措施強化「組員資源管理」(crew resources management, CRM)，並延伸執行聯合 CRM (joint CRM) 訓練：

- (1) 104 年 3 月 29 日至 4 月 10 日，ATR 原廠 TRE (type rating examiner) 來台執行 Train the Trainer 課程，6 位 ATR 飛航組員成為 Trainer 後，再對全體 ATR 飛航駕駛員施予 CRM 與 threat and error management (TEM) 訓練。

- (2) 104 年 3 月 13 日至 4 月 30 日，所有 ATR/A320/A330 飛航駕駛員參加額外 6 小時的 CRM 課程，由外聘專任 CRM 講師授課。
- (3) 104 年 6 月 11 日至 6 月 30 日，復興航空委託中華航空實施 CRM 講師訓練，8 名飛航駕駛員與 4 名客艙組員接受 5 天密集訓練，取得講師資格者組成 CRM/JCRM 工作小組，擔任後續教學工作。
- (4) 104 年 11 月，CRM 工作小組完成 8 小時 CRM 初訓教材與 3 小時 JCRM 教材，作為 105 年起飛航組員與客艙組員初訓與複訓之基礎教材。民航局於 104 年 11 月 18 日核備 JCRM 訓練計畫。
8. 復興航空於 104 年 4 月起針對全體駕駛員分批開辦飛航駕駛員職能精進班（40 小時航空相關學科課程），105 年持續辦理中。
9. 復興航空透過以下措施提昇教師駕駛員 (IP) 及檢定駕駛員 (CP) 訓考標準化：
- (1) 104 年 4 月選派兩名 ATR 教師駕駛員參加 ATR 原廠 type rating instructor (TRI) 課程。完訓後將訓練概念內化於復興航空訓練系統中。
 - (2) 104 年 9 月，選派兩名 A330 教師駕駛員參加 Airbus 原廠 APIC (Airbus pilot instructor course) 課程。完訓後將訓練概念內化於復興航空訓練系統中。
 - (3) 104 年 10 月，訓練標考部主管（持有 A330 檢定證），觀察 A320、ATR 機隊 IP 與 CP 於模擬機實施訓考情形。
 - (4) 4 位 ATR、5 位 A320 與 8 位 A330 IP 與 CP 於 104 年交互評鑑模擬機訓考與地面學科教學情形。該績效評估持續於 105 年執行。
 - (5) 105 年 6-8 月，計畫舉辦三機隊 IP/CP 教學研習會，透過 2 天研習達到教學統一手法，並提昇教學技巧。

4.2.2 交通部民用航空局

民航局於民國 105 年 5 月 24 日提供該局針對 GE235 飛航事故已完成或進行中之改善措施，該等資料未經飛安會確認。內容如下：

一、執行短、中、長期飛安策進作為（交通部列管）

(一) 針對復興航空公司

1. 短期（104.06.30）：完成飛航組員勞動檢查、ATR72 機隊一次性特檢、ATR72 機隊駕駛員重新執行適職性考驗。
2. 中期（104.12.31）：
 - i. 完成復興航空及威航 A320/321 機隊駕駛員重新執行適職性考驗。
 - ii. 完成督導復興航空引進國際飛安專業團隊，協助該公司提升安全管理能力。

(二) 針對國籍運輸業航空公司

1. 中期措施（104.12.31）
 - i. 增加赴國外執行模擬機考驗：對於未引進飛航模擬機之國籍航空公司，增加檢查員赴國外執行駕駛員術科考驗之次數。
 - ii. 加強國籍飛機故障管制及高齡機檢查：加強檢查國籍航空公司航機故障管制機制，及重複發生缺點改正情況之檢查；另針對高齡機實施專案檢查。
 - iii. 建全安全管理機制：督導國籍運輸業航空公司完成安全管理制度第 3 階段建置工作。
2. 長期措施（105.12.31）列為本年度重點工作
 - i. 督導國籍運輸業航空公司（6 大運輸業）完成安全管理制度第 4 階段建置。並依據國家民用航空安全計畫可接受之安全水準，督導業者訂定安全績效指標（SPI），透過「數據化指標」管理，提升飛安績效。
 - ii. 參考美國聯邦航空法規第 117 編（Part 117），將生理節律納入飛航駕駛員飛時及執勤限制與休息需求規範考量，研擬修正「航空器飛航作業管理規則」。

二、深化飛航安全作為

- (一) 105 年起增加透過飛航操作品質保證系統（FOQA）採取預測（predictive）作為，並要求業者在安全管理制度運作下，按季提報 FOQA 作業主要管制參數資訊，以利本局進行風險評估，並根據資訊預先採取風險管理作為。

- (二) 安全管理數據化，105 年起增加要求業者每年提報飛安績效指標，確保業者之安全管理能夠根據公司營運之複雜度，並在內、外部飛安資訊等數據支持下運作。
- (三) 105 年起國籍航空公司主基地檢查安排由專案小組執行，期以更嚴謹之標準能即時有效的發掘航空公司運作上之缺失，並確保已發現的缺失被落實改善。
- (四) 加強與飛航事故調查單位及外籍飛機主管機關進行飛安資訊分享。

4.2.3 ATR 飛機製造公司

ATR 於民國 105 年 4 月 1 日提供該公司針對 GE235 飛航事故已完成或進行中之改善措施，該等資料未經飛安會確認。內容如下：

ATR issued in March 2015 an OEB on uncommanded autofeather events to re-emphasis that:

- Any loss of engine propeller rotation speed (NP) and/or torque (TQ) should be dealt with as an engine failure.
- At take-off, the ATPCS must be checked armed and announced. If it is not armed while both power levers are in the notch, or in the case of intermittent arming / disarming of the ATPCS, the aircraft is not in the appropriate configuration for take-off. By definition, any check not completed halts the procedure and take-off should be aborted.

ATR also reviewed in March 2015, after four years of experience in service worldwide, based on our feedback and from our global network of operators, and following guidance from the French Authority, as well as EASA and other national aviation authorities, the 1 week ATR 500 to ATR 600 differences course has been overhauled with joint goals:

- to ensure optimal trainee progress using a competency-based training approach and
- to maximize crewmembers' operational readiness following training

The highlights of the new program are as follows:

- 7 hours of Full-Flight Simulator training to fully master the navigation, handling and avionics improvements on the ATR600 in a realistic operational environment
- Ample practice as flying pilot and monitoring pilot for safety-critical manoeuvres such as non-normal and emergency operations, severe icing encounters, non-precision approaches, go-arounds and engine malfunctions treatment
- Special emphasis on CRM aspects of the powerful new avionics capabilities such as the Flight Management and Flight Guidance Systems.

Furthermore, precise performances based on pilot skill and systems understanding have been implemented in order to guide instructors to validate the pilot competences on the new variant 72-600.

本頁空白

附錄一 航管無線電與平面通訊錄音抄件

GC：松山機場管制臺地面席

LC：松山機場管制臺機場席

GE235：GE235 駕駛員

SP：松山機場管制臺督導

WR：臺北近場管制塔臺松山西區雷達席

WM：臺北近場管制塔臺松山監控席

NM：臺北近場管制塔臺桃北監控席

註：陰影列表示松山機場管制臺與臺北近場管制塔臺之平面通訊

TIME	COM.	CONTENTS
1034:28	GE235	songshan ground good morning transasia two tree...uh five at bay one two request start ... uh flight level one four zero to kinmen with sierra
1034:38	GC	transasia two tree five songshan ground copy clearance cleared to sandy d m e fix via mucha two quebec departure whiskey six maintain five tousand squawk four six zero two
1034:51	GE235	cleared to sandy via mucha two quebec departure ...uh join whiskey six maintain five tousand squawk four six zero two transasia two tree five
1034:59	GC	transasia two tree five clearance read back correct
1040:51	GE235	songshan ground transasia two tree five bay one two request start up and push back
1040:55	GC	transasia two tree five start up and push back approved runway one zero
1040:59	GE235	start up and push back approved runway one zero transasia two tree five
1044:59	GE235	songshan ground transasia two tree five request taxi
1045:01	GC	transasia two tree five runway one zero taxi via whiskey
1045:05	GE235	taxi via whiskey to runway one zero transasia two tree five

1045:52	GC	transasia two tree five contact tower one one eight decimal one good day
1045:55	GE235	contact tower one one eight one transasia two tree five good day
1046:06	GE235	songshan tower good morning transasia two tree five taxi with you
1046:10	LC	transasia two tree five songshan tower due to initial separation hold short runway one zero for landing traffic
1046:16	GE235	hold short runway one zero transasia two tree five
1050:09	LC	transasia two tree five line up and wait runway one zero
1050:12	GE235	line up and wait runway one zero transasia two tree five
1050:14	LC	復興兩三五 起飛五兩 [transasia two tree five take off at five two]
1050:17	WR	好 [okay]
1051:13	LC	transasia two tree five runway one zero wind one zero zero degrees niner knots cleared for take off
1051:19	GE235	cleared for take off runway one zero transasia two tree five
1052:34	LC	transasia two tree five contact taipei approach one one niner decimal seven good day
1052:38	GE235	one one niner seven transasia two tree five good day
1053:35	GE235	tower transasia two tree five mayday mayday engine flame out
1053:37	WR	塔臺 復興兩三五再換 [tower transfer transasia two tree five again]
1053:39	LC	transasia two tree five please try again contact taipei approach one one niner decimal seven
1053:44	LC	我再換一次給你 [i transfer it to you again]
1053:47	WR	好 謝謝 [okay thanks]
1054:08	WM	塔臺你有看到復興兩三五嗎 [tower do you see transasia two tree five]
1054:14	LC	我看不到實機 [i cannot see the aircraft]

1054:33	WM	塔臺 你再幫我叫一下復興兩三五 [tower please help me to call transasia two tree five again]
1054:35	LC	叫 叫他 然後呢 [call call him and than]
1054:38	WM	和他確認一下叫他換近場臺啊 他高度一直往下掉 [confirm with him and instruct to contact approach he is losing altitude]
1054:41	LC	transasia two tree five songshan tower
1054:47	LC	transasia two tree five songshan tower
1054:53	LC	教官我叫不到復興兩三五 [sir i cannot contact transasia two tree five]
1055:03	LC	transasia two tree five songshan tower
1055:12	NM	塔臺 approach 復興兩三五剛剛有滾行嗎 [tower approach did transasia two tree five have rolling take off a moment ago]
1055:15	LC	有有有 [yes yes yes]
1055:16	NM	然後咧 [and than]
1055:17	LC	有爬到高度么千 有有換出來 [climbed to one thousand and was handed off]
1055:20	NM	他有跟你講話是嗎 [did he speak with you]
1055:22	NM	叫不到他耶 [i cannot contact him]
1055:23	LC	我現在也叫不到他 [i also cannot contact him now]
1055:24	NM	OK
1055:58	WR	你們也叫一下復興哦 [please call the transasia too]
1056:05	LC	transasia two tree five songshan tower
1056:09	LC	transasia two tree five songshan tower
1056:20	LC	教官我還是叫不到他 [sir i still cannot contact him]
1056:23	NM	所以他剛剛有爬到一千多 [so he did climbed to more than one thousand a moment ago]

1056:25	LC	有 [yes]
1056:26	NM	完全看不到 完全 coast 掉了 [connot see him entirely has been coasted entirely]
1056:33	NM	塔臺 guard 波道叫叫看啊 謝謝 [tower try to call him by guard channel thanks]
1056:47	LC	transasia two tree five songshan tower
1056:53	LC	transasia two tree five songshan tower
1057:09	WR	塔臺 approach [tower approach]
1057:11	LC	請 [go ahead]
1057:11	WR	取消自動放行 [cancel auto release]
1057:12	LC	好 [okay]
1057:13	WR	好 [okay]
1057:14	SP	我們持續的呼叫啦 厚 阿你那邊也叫一下 [we continue to call him oh you call him too]
1057:38	NM	塔臺 approach 呀不要再放起飛的了 先暫停 暫停放行 呀 [tower approach please don't release take-off suspend release oh]
1057:43	SP	取消自動放行 我們先等一下 看一下情況再跟你講喔 [cancel auto release we wait a while look at the situation and then tell you oh]
1059:09	SP	欸 哈囉 [hey hello]
1059:12	WR	請 是 [go ahead]
1059:13	SP	欸那個我們叫不到啦 厚 [hey we cannot contact him oh]
1059:15	WR	教官你們叫他換的時候有回你們嗎 [sir did he read back when you instructed him to change frequency]
1059:17	LC	有 有 [yes yes]
1059:17	SP	有他有回 [he did read back]

1059:18	WR	他有回是不是 [he did read back yes or no]
1059:19	SP	有換走 換么么 [has been transferred transferred to one one]
1059:20	WR	因為沒有來我們這裡 [because he didn't contact us]
1059:21	SP	蛤 [what]
1059:22	WR	我們 他們沒有跟我們聯絡 我們也叫不到他 [we they didn't contact us we cannot contact him]
1059:24	SP	好 好 [okay okay]
1059:24	WR	對 [right]
1059:25	SP	OK 好
1059:24	WR	好 [okay]
1104:38	NM	塔臺 approach 請問跑道有可以正常進去嗎 航務有出來巡跑道嗎 [tower approach could the runway be entered normally does the flight operations go checking the runway]
1104:46	LC	教官 我問一下好了 [sir i ask for it]
1104:47	NM	好 謝謝 [okay thanks]
1105:11	LC	approach 塔臺 [approach tower]
1105:12	WR	請講 [go ahead]
1105:13	LC	教官我們請航務組出來巡 預計要等五分鐘 [sir we ask the flight operations to go checking the runway expected to wait five minutes]
1105:18	WR	要等五分鐘 好 [wait five minutes okay]
1107:13	SP	Approach 塔臺 [approach tower]
1107:16	NM	請講 [go ahead]
1107:17	SP	那個我們請航務組做場面最後確認 那沒有問題跑道就開放 會儘快通知你

		[we ask the flight operations office to do the final surface confirmation if there are no problems the runway will be open will tell you soon]
1107:23	WR	暫時不進去嘛喔 [not to enter temporarily oh]
1107:24	SP	唉 對 先暫時 對 不好意思 [alas yes temporarily sorry]
1107:28	WR	好 [okay]
1109:49	LC	Approach 塔臺 跑道現在開放 [approach tower the runway is open now]
1109:53	WR	好 [okay]
1109:59	LC	Approach 塔臺 是否恢復自動放行 [approach tower could auto release be resumed]
1110:03	WR	好 [okay]
1110:31	WR	塔臺 approach [tower approach]
1110:32	LC	請 [go ahead]
1110:33	WR	那個 放行還是先暫停 等確切的消息 [suspend release wait for the exact message]
1110:40	LC	教官 那要等多久 [sir how long]
1110:42	WR	等塔臺長告訴我們 [wait for the chief]
1110:44	LC	好 好 [okay okay]

附錄二 座艙語音紀錄器抄件

- RDO : 來自事故航機之無線電通話
 CAM : 來自座艙區域麥克風之錄音或對話
 INT : 組員通話系統
 PA : 客艙廣播
 (RDO, CAM, INT, PA) -1 : 正駕駛員 A 君的聲音
 (RDO, CAM, INT, PA) -2 : 正駕駛員 B 君的聲音
 (RDO, CAM, INT, PA) -3 : 副駕駛員的聲音
 (RDO, CAM, INT, PA) -4 : 客艙組員的聲音
 TWR_M : 松山塔臺
 GND : 松山 Ground
 OTH : 其他航班之發話
 GC : 地面人員
 ... : 無法辨識的聲音
 () : 備註或翻譯
 * : 與飛航操作無關的對話

hh	mm	ss	Source	Context
10	41	14.6		(GE235 CVR 錄音開始) [GE235 recording begins]
1041:15.4 ~ 1054:36.6				
10	41	15.4	PA	(客艙安全廣播) [cabin safety announcement]
10	41	15.6	CAM-2	oil pressure
10	41	16.4	CAM-1	check
10	41	19.4	CAM-2	forty five starter off
10	41	20.3	CAM-1	start lights off
10	41	21.4	CAM-1	i-t-t 六 七 零三 走 watch down [i-t-t six seven zero three go watch down]
10	41	22.3	CAM-2	六 七 零一 [six seven zero one]
10	41	24.2	CAM	(發動機啓動聲響) [sound of engine start]
10	41	29.8	CAM-1	許可後推 [pushback granted]
10	41	30.6	CAM-2	許可

				[granted]
10	41	31.2	INT-1	ground 外電拆除 煞車收 鼻輪轉向 off 許可後推 么洞 跑道 [ground external power off brake release nose wheel steering off pushback granted runway one zero]
10	41	35.7	GC	拆外電源 [external power off]
10	41	37.1	CAM-1	好 before propeller rotation checklist [okay before propeller rotation checklist]
10	41	38.5	CAM-2	okay c-d-l-s
10	41	40.5	CAM-1	on
10	41	41.3	CAM-2	f-m-s take off data
10	41	42.5	CAM-1	confirmed
10	41	43.2	CAM-2	confirmed 了 [confirmed]
10	41	44.1	CAM-2	tail trims 一點零 [tail trims one point zero]
10	41	45.2	CAM-1	一點零 [one point zero]
10	41	46.2	CAM-2	check
10	41	46.9	CAM-2	他 trim 那裏可以同時 這邊的 trim 跟這邊的 trim 在看 ... 知道看兩邊了喔 [if it is trimmed to there they can be simultaneously watch trim here and here ... you know to watch both side right]
10	41	51.0	CAM-3	我有我有看到 剛剛就看這個 前面都有 show 出來 [i did i did see it i just saw it a moment ago it was shown]
10	41	53.7	CAM-2	對 好 [yes okay]
10	41	54.6	CAM-2	tail prop
10	41	55.2	CAM-1	in sight
10	41	55.8	CAM-2	doors
10	41	56.3	CAM-1	closed
10	41	56.9	CAM-2	seatbelt
10	41	57.4	CAM-1	on

10	41	58.0	CAM-2	beacon on (與其他航機通話) [communication with other aircraft]
10	41	58.1	GND	on [yes]
10	41	58.6	CAM-1	procedure complete
10	42	00.0	CAM-1	ground 可以後推了 [ground we can pushback now]
10	42	01.7	INT-1	(其他航機與地面席對話) [communication between other aircraft and ground]
10	42	03.4	OTH	教官稍等一下 等等車子撤離 [sir wait a second wait until cars left]
10	42	03.8	GC	這個與那個 [this and that]
10	42	03.9	CAM-3	你在看甚麼 [what are you looking at]
10	42	05.1	CAM-2	b-t-c 都看得出來 [b-t-c both are shown]
10	42	05.4	CAM-3	喔車子 謝謝 [oh cars thank you]
10	42	07.6	INT-1	你再按一次 [you can push it again]
10	42	08.2	CAM-2	謝謝教官喔 我要後推了 麻煩鬆煞車 公洞跑道 [thank you sir i am going to push you back please release the brake runway one zero]
10	42	09.6	GC	好 謝謝 解二號 [okay thank you number two good to go]
10	42	12.0	INT-1	對對對 [right right right]
10	42	12.0	CAM-3	但是我現在還沒開完車 我們還不會轉 [but i have not finished engine start up yet it is not turning]
10	42	13.1	CAM-2	好教官解二號來 [okay sir number two good to go]
10	42	14.0	GC	我把二號一號開完 d-c 再按一次啊 [let me start number two number one reconnects d-c once]

				<i>again]</i>
10	42	15.6	CAM-3	喔喔 okay 還有 d-c 的 d-c 的 <i>[oh oh okay there is d-c d-c]</i>
10	42	19.5	CAM-2	在這邊 <i>[it is here]</i>
10	42	20.2	CAM-1	rotation 開一號 <i>[rotation start number one]</i>
10	42	20.4	CAM-3	啊 d-c 的啊 <i>[ah it is d-c]</i>
10	42	24.1	GC	教官...來 <i>[sir ...]</i>
10	42	27.0	CAM-1	start lights on
10	42	27.8	CAM-2	starter on
10	42	28.8	CAM-1	n-h rising
10	42	29.9	CAM	(single chime)
10	42	30.2	CAM-1	time
10	42	30.8	CAM-2	timing
10	42	31.2	CAM-2	fuel open
10	42	31.9	CAM-1	check
10	42	32.4	CAM-2	ignition
10	42	33.5	CAM-1	check
10	42	41.1	CAM-2	oil pressure 上升 <i>[oil pressure rising]</i>
10	42	42.0	CAM-1	check
10	42	42.7	CAM-2	forty five
10	42	43.3	CAM-1	start lights off
10	42	44.4	CAM-2	cut off
10	42	47.6	CAM-2	那個 有的時候那個 com hatch 太早關 <i>[that sometimes com hatch is closed too early]</i>
10	42	50.6	CAM-1	是 <i>[yes]</i>
10	42	50.9	CAM-2	會那個 一推上來的時候 那個衝得很 很大 <i>[it will when it goes up that will jump really really high]</i>
10	42	54.6	CAM-1	yah

10	42	54.9	CAM	(single chime)
10	42	55.6	CAM-2	是等它 嘴穩定後再關 把 condition 推到 auto 之後再關 這樣 <i>[wait until it stable then close it close it after you push condition to auto]</i>
10	42	59.4	CAM-1	穩定後 兩個 <i>[after stable two]</i>
10	43	02.6	CAM-1	是 <i>[yes]</i>
10	43	08.7	CAM-3	這已經在放 com 的地方... <i>[it is already at com...]</i>
10	43	10.0	CAM-2	好 <i>[okay]</i>
10	43	11.8	CAM-2	好現在... 在這邊 這裡是 d-c 跟 a-c 的電 <i>[okay now ... here here is d-c power and a-c power]</i>
10	43	16.0	CAM-1	對 <i>[yes]</i>
10	43	16.9	CAM-2	auto 推 推上去 好 你現在幫我看 hydraulic system page <i>[push to auto push it up okay now you help me check hydraulic page]</i>
10	43	21.2	CAM-2	再另外這個對 ... <i>[and then another ...]</i>
10	43	44.1	CAM-3	那個 com hatch 那個那個那邊可以顯示 <i>[and that that com hatch where is it shown]</i>
10	43	47.9	CAM-2	這邊沒辦法顯示要看那邊 <i>[it is not shown here you have to check there]</i>
10	43	49.7	CAM-3	只有看那邊是吧 那沒有辦法顯示 <i>[it only can check from there that cannot be shown]</i>
10	43	50.4	CAM-2	嗯對 沒有辦法 沒有 <i>[hmmm yes it cannot no]</i>
10	43	52.6	CAM-3	我那一邊 上了當著了道 那沒有關 我們看不到 (笑聲) <i>[i take the bait and get possessed if that is not closed then we will not see it (laughing)]</i>
10	43	56.3	CAM-2	對啊 <i>[right]</i>
10	43	56.7	GC	報告教官 飛機完成 請煞車 <i>[sir aircraft is ready please brake]</i>
10	43	58.1	INT-1	好 煞車煞上 安全銷拆除 人員撤離 下午見

				<i>[okay brake on safety pin off staff off see you in the afternoon]</i>
10	44	01.8	GC	...撤離完成 麻煩看我們手勢回頭見 <i>[... staff off complete please watch our gesture see you]</i>
10	44	03.4	CAM-2	好 single channel 二號 <i>[okay single channel number two]</i>
10	44	04.9	CAM-1	check
10	44	09.7	CAM-2	一號 <i>[number one]</i>
10	44	10.3	CAM-1	check
10	44	14.3	CAM-2	low pitch
10	44	14.8	CAM-1	check
10	44	17.4	CAM-2	low pitch 二號一號 <i>[low pitch number two number one]</i>
10	44	17.9	CAM-1	check
10	44	21.8	CAM	(發動機轉速提高聲響) <i>[sound of engine spool up]</i>
10	44	22.3	CAM-2	好 b-t-c 接上 <i>[okay connect b-t-c]</i>
10	44	24.0	CAM-1	check before taxi procedure
10	44	25.3	CAM-2	before taxi procedure
10	44	29.0	CAM	(single chime)
10	44	30.8	CAM-2	before taxi procedure complete
10	44	30.9	CAM	(single chime)
10	44	32.4	CAM-1	before taxi checklist
10	44	33.7	CAM-2	好 recall 了 對 <i>[okay it is recalled right]</i>
10	44	36.9	CAM-2	好 f-w-s <i>[okay f-w-s]</i>
10	44	37.8	CAM-1	recall
10	44	38.3	CAM-2	propeller brake
10	44	39.0	CAM-1	off
10	44	39.5	CAM-2	cockpit com hatch
10	44	40.3	CAM-1	closed

10	44	40.8	CAM-2	condition lever 一二 [condition lever one and two]
10	44	41.6	CAM-1	auto
10	44	42.2	CAM-2	anti icing
10	44	42.4	OTH	(與 GND 通話) [communication between other aircraft and ground]
10	44	42.9	CAM-1	not required
10	44	43.7	CAM-2	anti skid
10	44	44.1	CAM-1	test
10	44	44.7	CAM-2	flaps
10	44	45.0	CAM-1	fifteen
10	44	45.7	CAM-2	nose wheel steering
10	44	46.6	CAM-1	on
10	44	47.0	CAM-2	procedure complete
10	44	47.6	GND	(與其他航機通話) [communication with other aircraft]
10	44	47.9	CAM-1	謝謝 [thank you]
10	44	53.7	OTH	(與 GND 通話) [communication between other aircraft and ground]
10	44	56.7	CAM	(sound of cabin call)
10	44	57.9	INT-1	嗨 [hello]
10	44	58.2	INT-4	教官 cabin ready [sir cabin ready]
10	44	58.9	RDO-2	songshan ground transasia two tree five request taxi
10	44	59.0	INT-1	好知道了 謝謝 [okay roger thank you]
10	45	01.8	GND	transasia two tree five runway one zero taxi via whisky
10	45	05.1	RDO-2	taxi via whisky to runway one zero transasia two tree five
10	45	07.7	CAM-2	好 whisky 到么洞 右邊 clear [okay whisky to one zero right side is clear]
10	45	09.8	CAM-1	左邊 clear [left side is clear]
10	45	17.0	CAM-1	taxi procedure please
10	45	18.1	CAM-2	taxi procedure

10	45	19.7	CAM-2	好 [okay] f-m-s f-m-s heading select l-nav i-a-s autospeed taxi procedure complete
10	45	26.1	CAM-1	好 [okay] taxi checklist
10	45	27.1	CAM-2	taxi checklist taxi take off lights
10	45	29.1	CAM-1	on
10	45	29.9	CAM-2	brakes
10	45	30.4	CAM-1	check
10	45	31.0	CAM-2	f-g-c-p f-m-a
10	45	32.0	CAM-1	heading selected i-a-s f-d left side l-nav blue one five magenta
10	45	36.3	CAM-2	好 check [okay check]
10	45	37.1	CAM-2	take off configuration test okay
10	45	42.8	CAM-2	take off briefing
10	45	43.8	CAM-1	好 muzha two quebec 離場 initial 五千加速高度一千一 complete [okay muzha two quebec departure initial five thousand acceleration altitude one thousand one hundred complete]
10	45	46.6	CAM-2	roger 是 thank you procedure complete [roger yes thank you procedure complete]
10	45	51.6	CAM-3	還是叫 procedure... 按... [is it still called procedure... push...]
10	45	52.4	GND	transasia two tree five contact tower one one eight decimal one good day
10	45	55.5	RDO-2	contact tower one one eight one transasia two tree five good day
10	46	05.5	RDO-2	songshan tower good morning transasia two tree five taxi with you
10	46	10.4	TWR	transasia two tree five songshan tower due to initial separation hold short runway one zero for landing traffic
10	46	15.7	RDO-2	hold short runway one zero transasia two tree five
10	46	17.9	CAM-2	好 hold short runway [okay hold short runway]
10	46	18.3	OTH	(與 TWR 對話) [communication between other aircraft and tower]
10	46	19.3	CAM-1	是 跑道外等待

				<i>[yes hold short runway]</i>
10	46	20.3	CAM-2	喔 <i>[oh]</i>
10	46	23.5	TWR	(與其他航機對話) <i>[communication with other aircraft]</i>
10	46	24.8	CAM-2	跑道外等 <i>[hold short runway]</i>
10	46	26.7	CAM-1	是 <i>[yes]</i>
10	46	33.7	OTH	(與 TWR 對話) <i>[communication between other aircraft and tower]</i>
10	46	39.9	CAM-3	*教官這落地了以後啊 把 f-m-s 就放在 f-m-s <i>[sir after landing put f-m-s at f-m-s]</i>
10	46	44.3	CAM-2	喔它嗯它 調整 f-m-s 嘴 <i>[oh it yes it adjust f-m-s]</i>
10	46	47.0	CAM-3	對對對 <i>[right right right]</i>
10	46	47.6	CAM-2	是 <i>[yes]</i>
10	46	47.9	CAM-3	這樣在 f-m-s <i>[at f-m-s like this]</i>
10	46	49.0	CAM-2	是 <i>[yes]</i>
10	46	49.3	CAM-3	先配合到它的步伐 <i>[in coordination with its pace]</i>
10	46	51.2	CAM-2	對啊 <i>[yes]</i>
10	46	54.1	CAM-2	它只是 先把提前做 下一步的動作這樣 可是剛它開始 不熟來不及 所以 就保持 v-o-r 靠擋後弄也可以... <i>[it just reacts in advance the next step but if not too familiar while it is new so remain at v-o-r then do it later is fine too...]</i>
10	47	02.6	CAM-3	對啊對啊其實我看它那 <i>[right actually i see it]</i>
10	47	04.8	CAM-2	因為他熟了當然知道怎麼做 <i>[because he is so used to it he know what to do]</i>
10	47	06.9	CAM-3	對啊下一步要幹甚麼呢 <i>[yes and what to do next]</i>

10	47	09.1	CAM-2	嗯 他不熟的就先一步步 先把 [hmm if not familiar with it then do it step by step first]
10	47	10.8	CAM-3	因他扭那個動作好像都 連你這個這個 都不知道轉過去啊 [because he turned it as if and even you do not know to turn it]
10	47	14.6	CAM-2	喔 [oh]
10	47	15.0	CAM-3	(笑聲) [(laughing)]
10	47	16.7	CAM-2	我們這個都是太快了 因為你 剛剛開始 使用這個最精準 [we do this too quickly because you just begins it is more precise to use this]
10	47	20.3	CAM-3	對啊 一步一步啊 我 就是說 我們是比較慢 實際說老外 就很給你時間 [oh yes step by step i i mean we are slower and actually for foreigners give you a lot of time]
10	47	25.2	CAM-2	給你時間啊 [give you time]
10	47	26.1	CAM-3	他給你他 [they give you]
10	47	26.6	CAM-2	因為他看的不是那個 他看的重點不是在那邊 [because he does not want to see that he does not put too much focus on that]
10	47	27.8	CAM-3	...
10	47	28.9	TWR	(與其他航機對話) [communication with other aircraft]
10	47	32.2	CAM-2	因為 教官你剛剛講到是說 甚麼時候轉到 n-d 頁面 當你做到這個程序 bleed valve 的情況下 它會轉換成這個頁面給你看 [because sir you just mentioned when to switch to n-d page when you are doing this procedure at bleed valve it will switch to this page for you]
10	47	40.9	CAM	(疑似按鍵聲響) [sound similar to clicking pushbutton]
10	47	41.8	CAM-2	轉到這個頁面 當你做到這個頁面之後呢 你就檢查完了 ... 你就自己把它換到 n-d page 就好了

				<i>[turn to this page when you are up to this page you are done with the check... you switch to n-d page on your own]</i>
10	47	48.3	CAM-3	它是甚麼時候會轉到這個頁面你說 <i>[again when will it switch to this page]</i>
10	47	49.8	CAM-2	我剛就是講 bleed valve 這個 我我現在示範給你看嘛 <i>[i just said bleed valve i i will show you]</i>
10	47	51.7	CAM-3	... bleed valve 是不是啊 <i>[...is it bleed valve]</i>
10	47	53.5	CAM-2	啊我我現在試給你看 <i>[ah i now will show you]</i>
10	47	54.6	CAM-3	你按到它 bleed valve 它就會轉過去是不是啊 <i>[when you proceed to bleed valve it will switch over right]</i>
10	47	55.5	CAM-2	嘅 呃 a little 啊 air flow 那邊啊 這邊轉它這邊它會 它先不會的那一種 <i>[ah uh a little as for air flow if i turn this then here it would will it not]</i>
10	48	02.4	CAM-3	你沒有放 system 頁面 <i>[you did not display system page]</i>
10	48	03.9	CAM-2	嘅 喔 對 嘴對 剛好在 system 頁面這邊 <i>[uh oh yes oh yes it is right at the system page]</i>
10	48	08.6	CAM-2	等一下喔 我先跳回這個頁面 我剛在這邊嘛這樣 <i>[wait a second let me jump back this page where i was]</i>
10	48	10.7	CAM-3	欸 啊 <i>[hey uh]</i>
10	48	15.4	CAM-2	...這樣 自己做 <i>[... like this will do on its own]</i>
10	48	19.7	CAM-2	(台語) 抱歉抱歉 <i>[sorry sorry]</i>
10	48	20.3	CAM-3	你只要按到這邊 你 啊 <i>[you only have to press here you uh]</i>
10	48	23.1	CAM-2	我剛在 air flow air flow 那邊好像就會這樣跳了 <i>[i was at the air flow air flow page and it would switch like this]</i>
10	48	23.5	CAM-3	... 呃 <i>[... uh]</i>
10	48	28.7	CAM-2	等一下 <i>[wait a second]</i>
10	48	28.9	CAM-3	現在怎麼辦 這個時候 才轉轉過去

				[what to do now right now it just switched]
10	48	31.5	CAM-2	好的 好先等一下喔 我再轉另外一個頁 system [okay okay wait a second let me switch to another page system]
10	48	35.0	CAM-2	好 [okay]
10	48	36.5	CAM-2	不好意思 *教官 [sorry sir]
10	48	37.6	CAM-1	hey 怎樣 [hey what's up]
10	48	37.8	CAM-2	對啊 我在給它測試這樣 [oh yah i want to give it a check]
10	48	40.6	CAM-1	沒問題 [no problem]
10	48	41.0	CAM-2	好 [okay]
10	48	42.0	CAM-2	等一下 它它跳到 air flow 的時候就會自己轉換 [wait a second it it will automatically switch when jumping to air flow page]
10	48	44.5	CAM-3	噃 呃 air flow 噇 [uh uh air flow hmmm]
10	48	46.1	CAM-2	它可以看 它都可以看啊 我們平常有 high 跟 low 嘛 [it will show it will show normally it would be high or low]
10	48	49.6	CAM-3	嗯 high 是甚麼樣子 [hmm so what does is look like when at high]
10	48	51.6	CAM-2	high 它變成藍 藍 air flow 這邊 [for high it will turn blue blue here air flow]
10	48	53.5	CAM-3	啊有一個 high high 長什麼樣子 看看 [ah there is a high what does it look like check it out]
10	48	58.8	CAM-3	因為它 這個 轉過去 [because it this switch it over]
10	49	00.8	CAM-2	它自己跳過去了 跳到這一邊之後呢 你做到這個程序 你這個呃 [it switched over automatically after switching over here you proceed to this procedure you uh]
10	49	04.9	CAM-3	然後這個 bleed valve 這個時候呢 [then the bleed valve and now]

10	49	07.4	CAM-2	嗯 [hmmm]
10	49	07.7	CAM-3	它還是保持 [it will remain]
10	49	08.3	CAM-2	它還是會保持 它就不會跳了 [it will remain it will not switch]
10	49	09.2	CAM-3	... 就可以轉過去是吧 [... will switch over right]
10	49	10.7	CAM-2	這邊就要靠自己用手動的方式了 [here you have to do it manually]
10	49	11.0	CAM-3	嗯 嗯 嗯 [hmmm hmmm hmmm]
10	49	14.3	CAM-3	就是那 [this is it]
10	49	15.0	CAM-2	對啊 [yes]
10	49	18.9	CAM-2	好教官不好意思 冒犯了 [all right sir excuse me for disturbing you]
10	49	20.9	CAM-3	沒有沒有沒有沒有 沒有沒有 我不好意思啊 我要問 [no no no no not at all i shall say excuse me instead it is me who asked help]
10	49	23.9	CAM-2	嗯 [hmmm]
10	49	24.7	CAM-3	...
10	49	24.9	CAM-2	我是冒犯了 *教官打斷他的 呃 抱歉 [oh i meant to apologize to captain for interrupting his uh sorry for that]
10	49	28.0	CAM-1	我在放空你們繼續繼續 放空 [i was in numb you guys can continue in numbness]
10	49	39.2	CAM-1	(疑似伸懶腰聲音) [sound similar to yawning while stretching]
10	50	08.2	TWR	transasia two tree five line up and wait runway one zero
10	50	11.2	RDO-2	line up and wait runway one zero transasia two tree five
10	50	13.6	CAM-1	進跑道等待 [line up runway and wait]
10	50	13.8	CAM-2	他許可進跑道 [it grants to line up runway]

10	50	16.0	PA-1	cabin crew prepare for take off
10	50	18.4	CAM-1	哇 before take off procedure [wow before take off procedure]
10	50	20.8	CAM-2	好 roger [okay]
10	50	23.1	CAM-2	gust lock 我就會鬆掉它同時打開 radar [gust lock i will release it and open radar]
10	50	26.3	CAM-3	這是一個一連串 [these are actions in a row]
10	50	27.3	CAM-2	一連串動作就這樣就好了 好 before take off left side spoiler up [a series of actions like these and we are done now okay before take off left side spoiler up]
10	50	30.4	PA-4	各位貴賓我們即將起飛請您確實扣緊您的安全帶謝謝 (台語)各位貴賓我們即將起飛請您確實扣緊您的安全帶感謝 [ladies and gentlemen we will be taking off shortly please fasten your seatbelt thank you (repeat in Taiwanese)]
10	50	32.2	CAM-1	left up
10	50	33.1	CAM-2	right side spoiler up
10	50	34.4	CAM-1	lights on
10	50	34.6	CAM-2	lights on
10	50	37.4	CAM-2	因為剛好那個 比較順手嘛這樣做 好 before 啊 before take off procedure complete [because it is right at that doing this way makes it more smoothly okay before uh before take off procedure complete]
10	50	40.2	TWR	(與其他航機對話) [communication with other aircraft]
10	50	42.9	CAM-1	before take off checklist
10	50	44.2	CAM-2	跑道是零洞 verified [runway one zero verified]
10	50	45.5	OTH	(與 TWR 對話) [communication between other aircraft and tower]
10	50	46.0	CAM-1	零洞 verified [one zero verified]
10	50	46.8	CAM-2	gust lock

10	50	47.5	CAM-1	released
10	50	48.1	CAM-2	flight control
10	50	49.0	CAM-1	check
10	50	49.4	CAM-2	transponder tcas
10	50	50.7	CAM-1	check
10	50	51.6	CAM-2	air flow
10	50	52.3	CAM-1	normal
10	50	52.9	CAM-2	現在看那個 normal 呃 有沒有跳回來 好 bleed valves [now watch that normal uh did it switch back good bleed valves]
10	50	56.0	CAM-1	on
10	50	57.2	CAM-2	external lights
10	50	58.3	CAM-1	on
10	50	59.0	CAM-2	when line up standby f-d bar 我就這樣換回來這樣 [when line up standby f-d bar i will switch it back like this]
10	51	02.4	CAM-3	這樣子喔換回來 line up standby [switch it back like this line up standby]
10	51	07.5	CAM-3	而且 line up 這 when line up standby 是不是啊 [and line up this when line up standby isn't it]
10	51	09.7	CAM-2	啊對 standby 對啊 那這個要等到 when line up [oh yes standby yes that has to wait until when line up]
10	51	12.5	CAM-3	沒有...這句話怎麼講的 line up 等待 [no... what does that mean line up and wait]
10	51	12.7	TWR	transasia two tree five runway one zero wind one zero zero degree niner knots cleared for take off
10	51	15.2	CAM-2	等一下 [wait a second]
10	51	18.1	CAM-1	...
10	51	18.9	RDO-2	cleared for take off runway one zero transasia two tree five
10	51	23.4	CAM-2	好 許可起飛了 [ok cleared for take off]
10	51	23.8	CAM-1	許可起飛 [cleared for take off]
10	51	28.9	CAM-2	好 f-d bar [okay f-d bar]
10	51	29.7	CAM-1	center

10	51	30.2	CAM-2	center
10	51	31.6	CAM-2	rudder cam
10	51	32.4	CAM-1	center
10	51	33.9	CAM-2	center procedure complete
10	51	35.4	CAM-1	yes sir
10	51	35.8	CAM-2	好 [okay]
10	51	35.9	CAM-1	五么分 v one 么洞六 [time five one v one one zero six]
10	51	36.6	CAM-2	嗯 五么分 roger check [hmmm time five one roger check]
10	51	39.6	CAM	(發動機轉速提高聲響) [sound of engine spool up]
10	51	42.4	CAM-2	欸 [hey]
10	51	42.8	CAM-1	欸 [hey]
10	51	43.3	CAM-2	沒有 a-t-p-c-s armed [no a-t-p-c-s armed]
10	51	44.5	CAM-1	是喔 [really]
10	51	46.2	CAM-2	好 take off inhibit [okay take off inhibit]
10	51	47.7	CAM-1	take off inhibit
10	51	48.4	CAM-2	好 [okay]
10	51	48.7	CAM-1	好繼續起飛 [ok continue to take off]
10	51	49.2	CAM-2	我們繼續走喔 seventy [we will continue seventy]
10	51	50.6	CAM-1	seventy i have control
10	51	50.6	OTH	(其他航機通話) [communication between tower and other aircraft]
10	51	51.5	CAM-2	喔有啊 a-t-p-c-s armed 有 [oh there it is a-t-p-c-s armed]
10	51	53.7	TWR	(與其他航機對話) [communication with other aircraft]

10	51	57.9	CAM-2	engine instrument check normal
10	51	58.8	CAM-1	v one v r
10	51	59.4	CAM-2	v one v r
10	52	00.2	CAM-1	rotate
10	52	01.7	CAM	(pitch trim 聲響) [sound of pitch trim]
10	52	03.7	CAM-2	好 positive rate [okay positive rate]
10	52	05.0	CAM-1	gear up
10	52	05.4	CAM-2	gear up
10	52	07.4	CAM	(pitch trim 聲響) [sound of pitch trim]
10	52	07.8	CAM-1	l nav green
10	52	09.0	CAM-2	check
10	52	13.9	CAM-1	au autopilot on
10	52	15.5	CAM-2	autopilot on
10	52	16.0	CAM	(pitch trim 聲響) [sound of pitch trim]
10	52	17.1	CAM-1	a-p green
10	52	17.7	CAM-2	check
10	52	20.8	CAM-2	gear up set
10	52	21.1	CAM-1	... check
10	52	32.1	CAM-2	他可能 throttle 補一下就有了 呃大概 [it came back after we advanced the throttle uh maybe]
10	52	33.6	CAM-1	yes
10	52	33.8	TWR	transasia two three five contact taipei approach one one niner decimal seven good day
10	52	34.3	CAM-2	yah...
10	52	36.7	CAM	(bleed valve 關閉聲響) [sound of bleed valve closure]
10	52	37.7	RDO-2	one one niner seven transasia two tree five good day
10	52	38.3	CAM	(master warning 至 1052:40.0) [sound of master warming until 1052:40.0]
10	52	39.4	CAM-2	欸 看一下 來 欸 [hey take a look hey]

10	52	39.4	CAM-1	* 好 i i have control [* okay i i have control]
10	52	41.4	CAM	(自動駕駛解除聲響) [sound of autopilot disengagement]
10	52	41.6	CAM-2	you have control
10	52	43.0	CAM-1	我把 一號發動機 收回來 [i will pull back engine one throttle]
10	52	43.0	CAM	(pitch trim 聲響) [sound of pitch trim]
10	52	43.6	CAM-2	等一下 cross check [wait a second cross check]
10	52	44.8	CAM	(sound of single cavalry charge)
10	52	46.1	CAM-1	heading mode
10	52	46.6	CAM-2	heading mode
10	52	47.3	CAM-1	好 我們繼續 [okay let us continue]
10	52	48.4	CAM-2	heading mode 嘴還是 [heading mode or]
10	52	48.5	CAM	(single chime)
10	52	50.0	CAM-1	好 [okay]
10	52	50.1	CAM-2	我們... 呃 低於兩千五 我們 heading 轉去 啊那個 [we are... uh lower than twenty five hundreds we turn the heading to that]
10	52	54.1	CAM-1	繼續 [continue]
10	52	54.3	CAM-2	洞 洞九五那邊 [zero zero niner five]
10	52	55.6	CAM-1	好 [okay]
10	52	56.3	CAM-2	... heading select
10	52	57.4	CAM-1	check
10	52	58.5	CAM-1	那我速度 [and speed]
10	52	58.9	CAM-2	好 check [okay check]
10	52	58.9	CAM	(pitch trim 聲響)

				<i>[sound of pitch trim]</i>
10	52	59.4	CAM	(sound similar to single chime)
10	53	00.4	CAM-2	好 engine flameout check <i>[okay engine flameout check]</i>
10	53	01.6	CAM-1	check
10	53	01.8	CAM	(pitch trim 聲響) <i>[sound of pitch trim]</i>
10	53	02.2	CAM-2	check up trim 有 <i>[check up trim yes]</i>
10	53	04.1	CAM-2	auto feather 有 <i>[auto feather yes]</i>
10	53	05.2	CAM-1	好 <i>[okay]</i>
10	53	05.5	CAM-2	速度先注意一下 <i>[watch the speed]</i>
10	53	06.4	CAM-1	number one 收回來 <i>[pull back number one]</i>
10	53	07.7	CAM-2	好 現在是確定二號 engine flameout <i>[okay now number two engine flameout confirmed]</i>
10	53	08.6	CAM	(sound of triple clicks)
10	53	09.3	CAM-1	好 <i>[okay]</i>
10	53	09.9	CAM	(失速警告聲響至 1053:10.8) <i>[sound of stall warning until 1053:10.8]</i>
10	53	10.7	CAM-2	等一下 他 <i>[wait a second it]</i>
10	53	12.1	CAM-1	* 有地障 <i>[* terrain ahead]</i>
10	53	12.1	CAM-2	好 低... <i>[okay lower...]</i>
10	53	12.9	CAM-3	你低了 <i>[you are low]</i>
10	53	12.6	CAM	(失速警告聲響至 1053:18.8) <i>[sound of stall warning until 1053:18.8]</i>
10	53	12.8	CAM	(stick shaker 聲響至 1053:18.8) <i>[sound of stick shaker until 1053:18.8]</i>
10	53	13.7	CAM-2	好 推 推回

				<i>[okay push push back]</i>
10	53	15.0	CAM-1	shut
10	53	15.6	CAM-2	等一下 ... 油門 <i>[wait a second ... throttle]</i>
10	53	17.9	CAM-2	油門 <i>[throttle]</i>
10	53	19.6	CAM-1	number one
10	53	20.2	CAM-2	number feather
10	53	21.1	CAM-1	feather shut off
10	53	21.4	CAM	(失速警告聲響至 1053:23.3) <i>[sound of stall warning until 1053:23.3]</i>
10	53	21.4	CAM	(stick shaker 聲響至 1053:23.3) <i>[sound of stick shaker until 1053:23.3]</i>
10	53	21.7	CAM-2	okay
10	53	22.6	CAM-1	呃 number one <i>[uh number one]</i>
10	53	25.3	CAM-1	好我繼續飛啊 <i>[okay i have control]</i>
10	53	25.3	CAM	(single chime)
10	53	25.7	CAM	(失速警告聲響至 1053:27.3) <i>[sound of stall warning until 1053:27.3]</i>
10	53	25.7	CAM	(stick shaker 聲響至 1053:27.3) <i>[sound of stick shaker until 1053:27.3]</i>
10	53	26.2	CAM-2	好 你來飛 <i>[okay you have control]</i>
10	53	27.4	CAM	(sound of one click)
10	53	27.6	CAM	(single chime)
10	53	28.1	CAM-2	好 跟著 heading bug <i>[okay follow the heading bug]</i>
10	53	29.7	CAM-1	跟著 heading bug 喔 <i>[follow the heading bug oh]</i>
10	53	30.4	CAM-2	好 heading autofeather 唉唷 <i>[okay heading autofeather ouch]</i>
10	53	32.1	CAM-1	check
10	53	34.9	RDO-2	tower transasia two tree five mayday mayday engine flameout
10	53	39.4	TWR	transasia two tree five please try again contact taipei

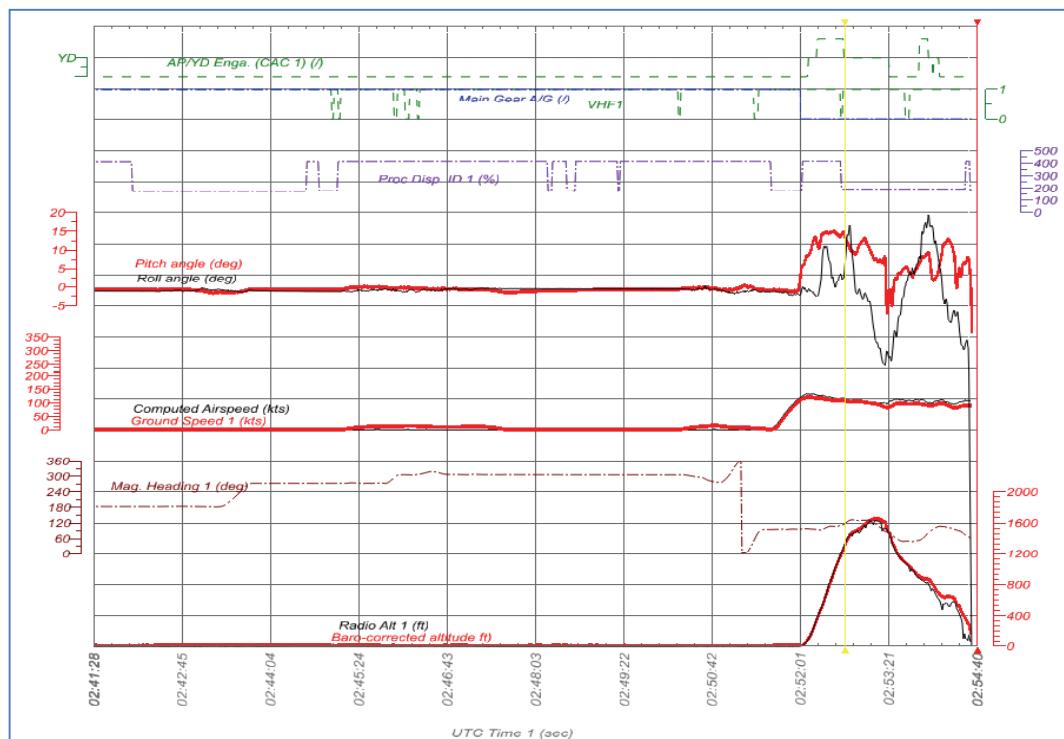
				approach one one niner decimal seven
10	53	43.1	CAM-2	好 現在航向轉一個洞九五 [okay now heading turn to zero niner five]
10	53	45.4	CAM-1	check
10	53	46.4	CAM-1	autopilot 接上 [engage autopilot]
10	53	47.0	CAM-2	好的 autopilot 好 [okay autopilot okay]
10	53	48.7	CAM-1	a p green
10	53	49.7	CAM-2	a p green
10	53	50.7	CAM	(pitch trim 聲響) [sound of pitch trim]
10	53	51.0	CAM-2	trim 打好... [put the trim right]
10	53	53.5	CAM-3	怎麼這樣子勒 [how come it becomes like this]
10	53	54.5	CAM-1	好你負責對外 [okay you are in charge of communication]
10	53	55.6	CAM-2	好 我來對啊 [okay will do]
10	53	55.9	CAM	(失速警告聲響至 1053:59.7) [sound of stall warning until 1053:59.7]
10	53	55.9	CAM	(stick shaker 聲響至 1053:59.7) [sound of stick shaker until 1053:59.7]
10	53	56.7	CAM-2	不要帶太高 不要太高 [don't pull too high not too high]
10	53	58.7	CAM-1	我現在是 autopilot autopilot 再接一次 [i now have autopilot reconnect the autopilot]
10	54	00.0	CAM	(autopilot 解除聲響) [sound of autopilot disengagement]
10	54	00.3	CAM-2	好 再接一次 [okay reconnect it one more time]
10	54	03.4	CAM-2	疑 沒有 [eh no]
10	54	04.1	CAM	(autopilot 解除聲響) [sound of autopilot disengagement]
10	54	04.2	CAM-1	我先轉...

				<i>[i will turn...]</i>
10	54	05.0	CAM-2	兩邊都沒有... <i>[both sides ... lost]</i>
10	54	06.1	CAM	(失速警告聲響至 1054:10.1) <i>[sound of stall warning until 1054:10.1]</i>
10	54	06.1	CAM	(stick shaker 聲響至 1054:10.1) <i>[sound of stick shaker until 1054:10.1]</i>
10	54	06.5	CAM	(sound of two clicks)
10	54	07.0	CAM-2	沒有 engine flameout both sides 沒有了 <i>[no engine flameout we lost both sides]</i>
10	54	08.9	CAM-1	好 <i>[okay]</i>
10	54	09.2	CAM-1	重新開車 <i>[restart the engine]</i>
10	54	09.9	CAM-2	好 <i>[okay]</i>
10	54	10.2	CAM	five hundred
10	54	10.4	CAM	(autopilot 解除聲響) <i>[sound of autopilot disengagement]</i>
10	54	11.4	CAM-1	重新開車 <i>[restart the engine]</i>
10	54	11.9	CAM-2	okay
10	54	12.4	CAM	(失速警告聲響至 1054:21.6) <i>[sound of stall warning until 1054:21.6]</i>
10	54	12.4	CAM	(stick shaker 聲響至 1054:21.6) <i>[sound of stick shaker until 1054:21.6]</i>
10	54	14.1	CAM-1	重新開車 <i>[restart the engine]</i>
10	54	14.5	CAM-2	roger
10	54	16.2	CAM-2	button on
10	54	17.7	CAM-1	重新開車 <i>[restart the engine]</i>
10	54	18.3	CAM-2	okay
10	54	18.7	TWR	(與其他航機通話) <i>[communication with other aircraft]</i>
10	54	20.4	CAM-2	okay
10	54	21.3	CAM-1	重新開車

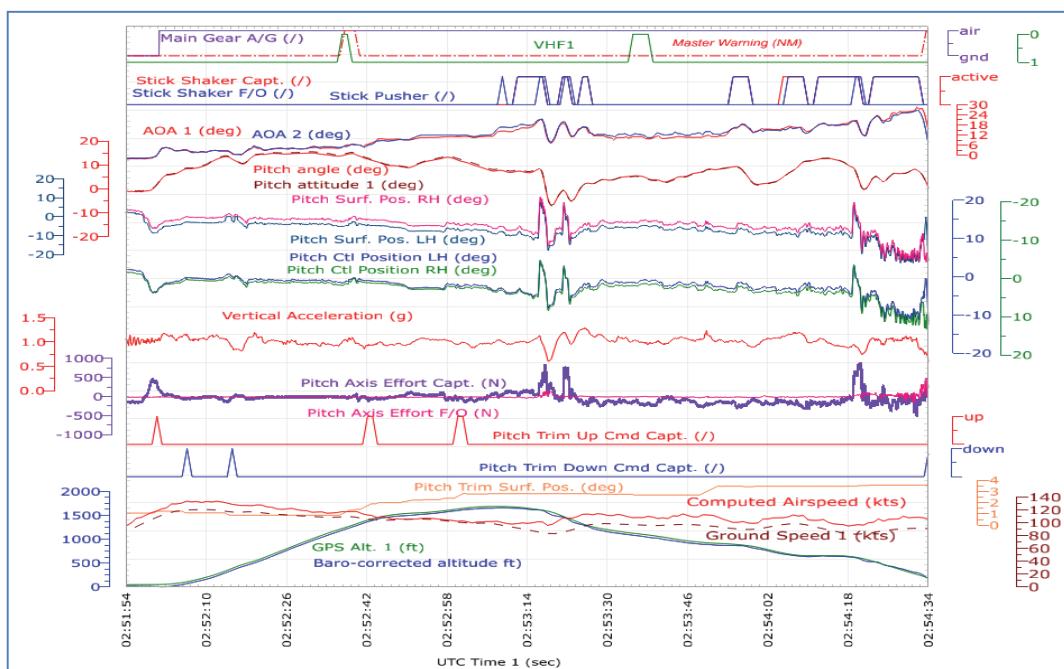
				[restart the engine]
10	54	21.8	CAM-2	roger
10	54	21.9	CAM	(autopilot 解除聲響) [sound of autopilot disengagement]
10	54	22.6	CAM-2	呃 要往左邊哪 [uh to the left hand side]
10	54	23.2	CAM	(失速警告聲響至 1054:33.9) [sound of stall warning until 1054:33.9]
10	54	23.5	CAM	(stick shaker 聲響至 1054:33.9) [sound of stick shaker until 1054:33.9]
10	54	24.0	CAM-1	重新開車 [restart the engine]
10	54	25.5	CAM-2	開不到 [cannot restart it]
10	54	26.3	CAM-1	重新開車 [restart the engine]
10	54	27.1	CAM-1	哇油門收錯了 [wow pulled back the wrong side throttle]
10	54	30.5	CAM-1	重新開車 [restart the engine]
10	54	30.9	CAM-2	啊 [ah]
10	54	31.8	CAM-3	impact impact brace for impact
10	54	34.0	CAM-1	啊* [ah]
10	54	34.1	CAM	pull up
10	54	34.2	CAM	(sound of cavalry charge)
10	54	34.6	CAM	(master warning)
10	54	34.8	CAM	(不明聲響) [unidentified sound]
10	54	35.4	CAM-2	...
10	54	35.9	CAM	pull up
10	54	36.6		CVR 錄音終止 [CVR recording ends]

本頁空白

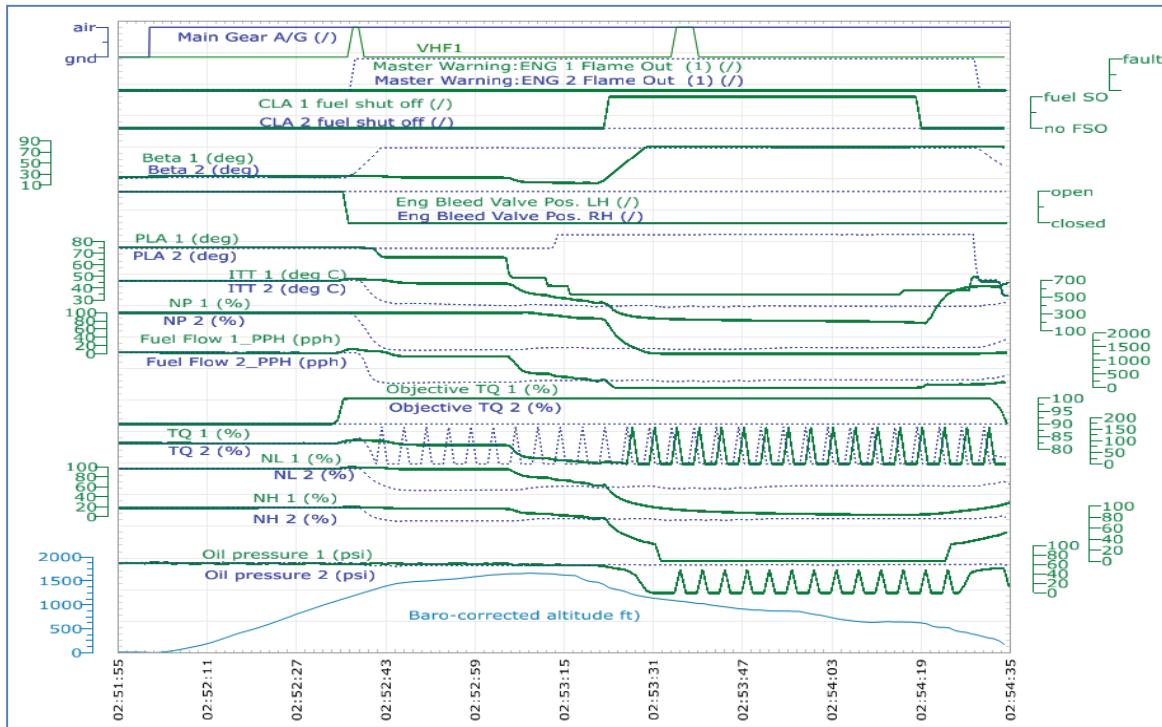
附錄三 FDR 參數圖



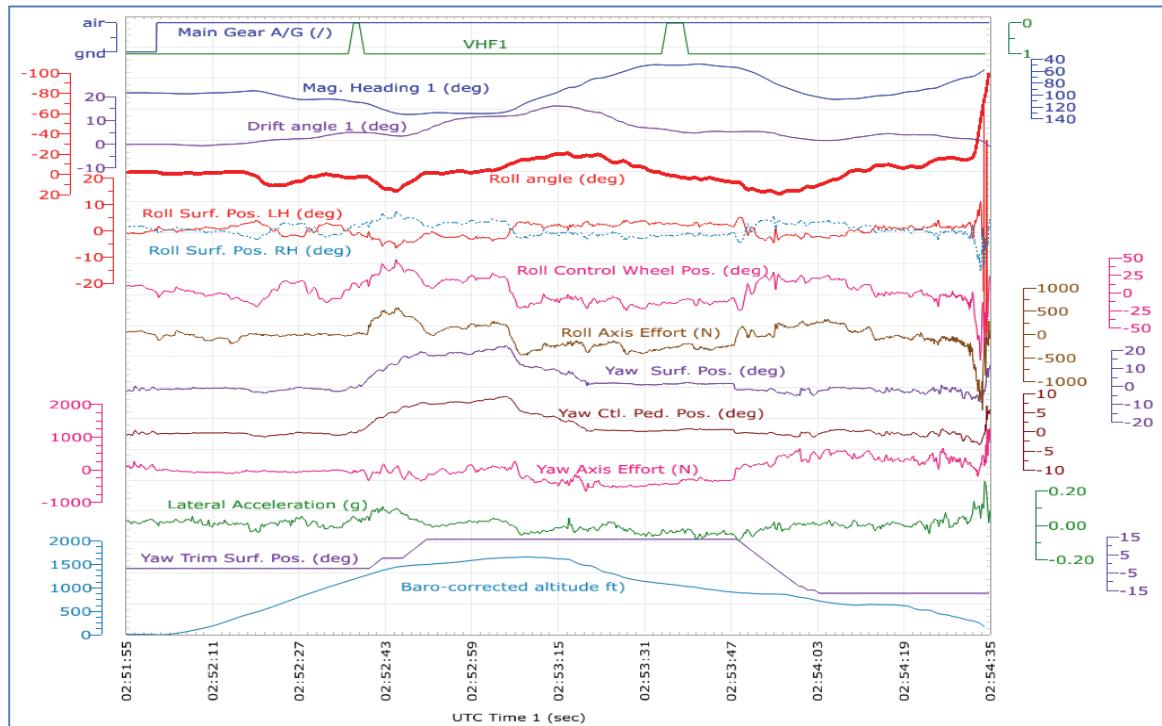
GE235 FDR 飛航參數圖 (1)



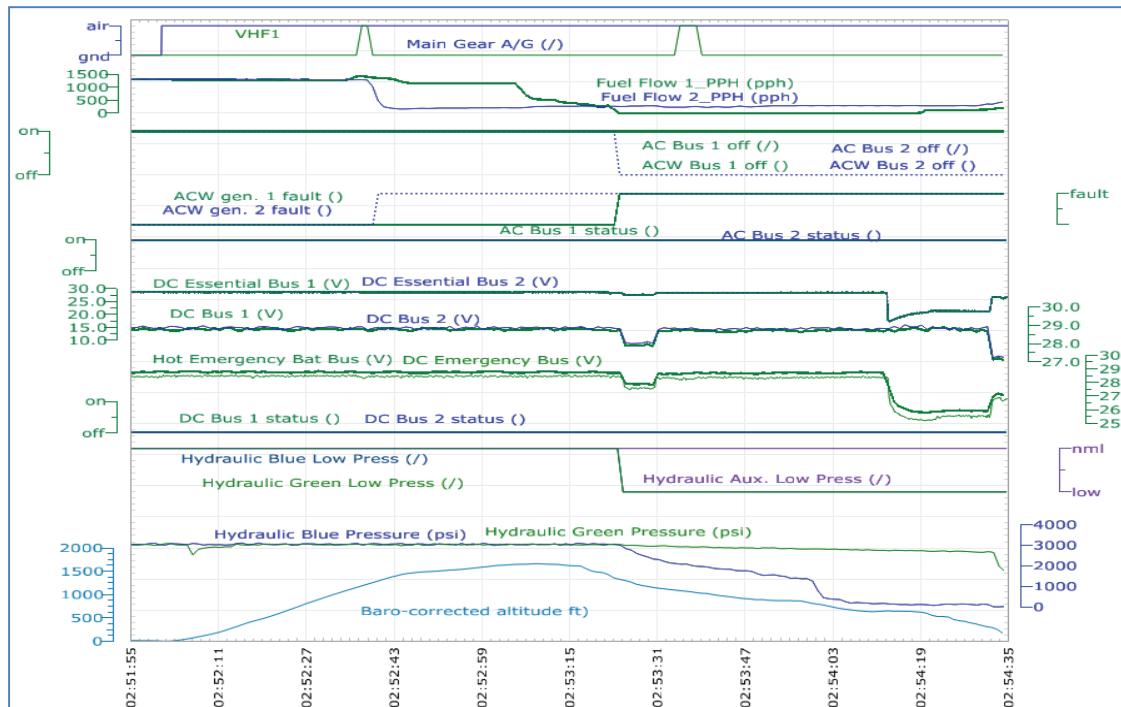
GE 235 FDR 飛航參數圖 (2)



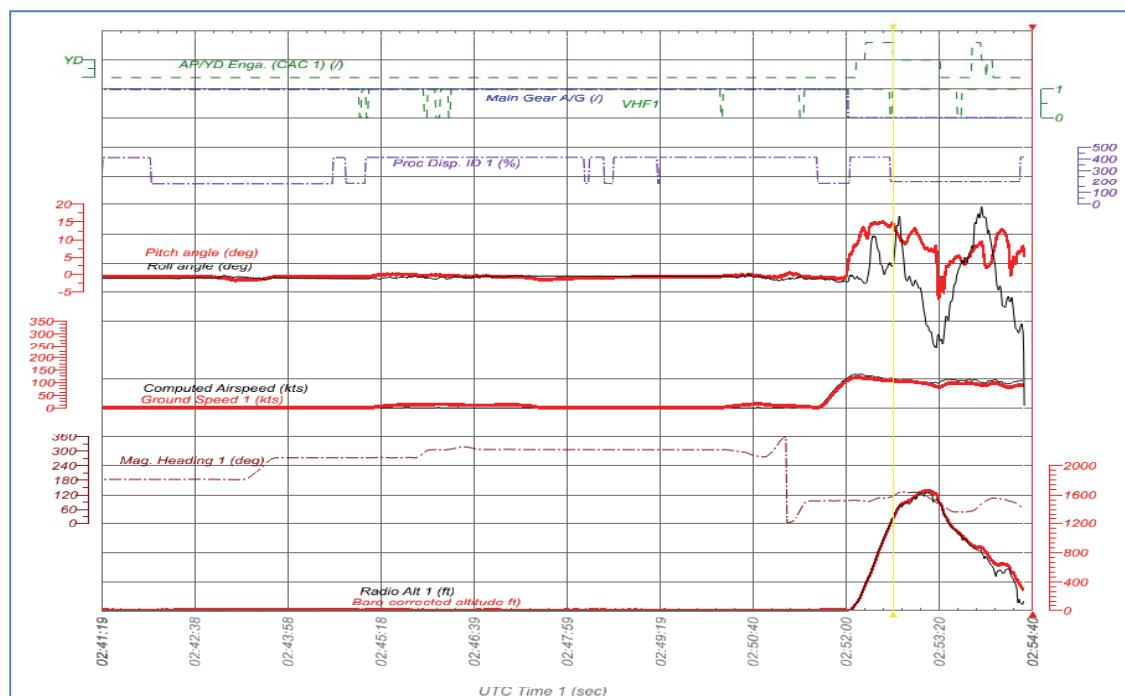
GE235 FDR 飛航參數圖 (3)



GE235 FDR 發動機相關參數圖



GE235 FDR 電子系統相關參數圖



GE235 QAR 飛航參數圖

本頁空白

附錄四 發動機感應器測試摘要

No. 1 engine			
Accessory	P/N	S/N	Result
Torque sensor left	3073471-01	CH1282	Satisfactory with CMM
Torque sensor right	3073471-02	CH1734	1. Insulation check satisfactory (note 1) 2. With 639RPM, the test point voltage was 1.39 volts slightly below minimum limit of 1.5 volts
Np speed sensor	3077761-01	CH2615	1. Insulation check satisfactory (note 1) 2. Resistance at each coil and between the coils and the housing was within limits but fluctuating (note 2). 3. 3D X-ray of sensor indicated that one of the wires was detached from the pin.
Nh speed sensor (lower)	3077761-01	CH2595	1. Insulation check satisfactory (note 1)
Nh speed sensor (upper)	3077761-01	CH2610	1. Insulation check was 45 mega-ohms which is below minimum limit of 100 mega-ohms
NI speed sensor	3033509H	CH21092	Satisfactory
No. 1 engine			
Accessory	P/N	S/N	Result
Torque sensor left	3073471-02	CH1468	1. Open circuit existed in a coil winding resistance check. 2. Three test point voltages at different RPM settings were below minimum limit of 1.5/8.9/8.9 volts. 3. Voltage was erratic throughout this series of tests.
Torque sensor right	3073471-02	CH1457	1. Two test point voltages at different RPM settings were slightly below minimum limit of 1.5/8.9 volts.
Np speed sensor	3077761-01	CH2128	Satisfactory
Nh speed sensor (lower)	3077761-01	CH2106	Satisfactory
Nh speed sensor (upper)	3077761-01	CH2108	Satisfactory
NI speed sensor	3033509M	CH20768	Satisfactory
Note			
1. This test point was repeated after heating the sensor at 100° C then allowing it to cool to room temperature resulting in acceptable resistance.			
2. Following heating of the sensor to 100° C and allowing it to cool to room temperature there were no open circuit existed.			

本頁空白

附錄五 復興 ATR72-600 差異訓練課表

ATR 600 Difference Course One week					
Publication date: 08/11/13	DAY1	DAY2	DAY3	DAY4	DAY5
	NAS presentation Planning Interactive tools (2H00)	-FLIGHT INSTRUMENTS -INTEGRATED SYSTEMS	-FWS -AFCS		
VHP1 Briefing (0H30)	VHP2 Briefing (0H30)	VHP3 Briefing (0H30)	VHP4 Briefing (0H30)	FFS Briefing (1H00)	
VHP (3H00)	VHP (3H00)	VHP (3H00)	VHP (3H00)	FFS (4H00)	
NAS presentation -- FMS initialization Lateral/Vertical revision pages presentation	full cockpit preparation (SOP) Complete System pages description -- FMS practice (speed configurations)	Failures treatment	NAVIGATION (LFBO → LFMT)	Severe Icing Stall EFATO Go-Around twin ENG Go-Around Single ENG	
Debriefing (0H30)	Debriefing (0H30)	Flaps Unlock DC Gen fault IOM failures FMS failures DU failures Engine Flame Out FWS failure FMS msg (INTEG, Unable RNP, D-R) Emergency Evacuation	FMS practice Non Precision Approach	Debriefing (1H00)	
- GLASS COCKPIT FAMILIARISATION -VCP	CRM (2h00)	Debriefing (0H30)	Debriefing (0H30)	-NAVIGATION SYSTEM -COMMUNICATION	
All █ modules are flexible therefore, they must be studied by the end of the week under trainee responsibility.					
AFCS= Automatic Flight Control System FWS= Flight Warning System CRM= Crew Resource Management EFATO=engine flameout at take-off LMS=Learning Management Software NPA=Non Precision Approach FFS=full flight simulator MFSTD= Maintenance & Flight Synthetic Training Device NAS>New Avionic Suite VHP=Virtual Hardware Platform VCP= Virtual Control Panel					

本頁空白

附錄六 AFM 補充章節 7_02.10

 ATR 72 A AFM	SUPPLEMENTS SUPPLEMENT N° 10	7-02.10		
		PAGE : 1 001		
		DGAC APPROVED	FEB 01	
<u>DISPATCH WITH ATPCS OFF</u>				
<p>R AFU is considered operative. If not, refer to the connected procedure.</p> <ul style="list-style-type: none"> - Select ATPCS OFF and BLEED VALVES OFF - Increase V1 limited by VMCG by 5 kt - Increase VR by 2 kt - Increase VMCA by 3 kt. Check VR and V2 - Increase VMCL by 3 kt - Check ATPCS inoperative effect on TOR, TOD and 2nd segment - Apply RTO power by pushing both PLs up to the ramp - After take off set both PLs into the notches, then apply CLIMB SEQUENCE - BLEED VALVES ON <p><u>NOTE</u> :In case of engine failure after V1 do not reduce PL below 45° of PLA before feathering</p>				
Model : 212 A				

本頁空白

附錄七 復興 ATR72-600 Normal Checklist

 TransAsia ATR72-600 NORMAL CHECKLIST		REV 04 17 NOV 2014
TAKE OFF BRIEFING <ul style="list-style-type: none"> • Aircraft Technical Status • Conditions at departure airport (NOTAM, weather, runway condition, ground movement, obstacle info.) • Rwy excursion risk assessment • Normal departure procedure • Check "ATPCS OFF(INOP)" Take Off Weight • Emergency procedure <ul style="list-style-type: none"> – Red warning before V1: <ul style="list-style-type: none"> * On ground emergency EVAC PROC. – Red warning after V1 <ul style="list-style-type: none"> * Acceleration altitude * Single engine operation proc. • Checklist sequence if emergency exit 		APPROACH BRIEFING <ul style="list-style-type: none"> • Aircraft Technical Status and NAV status • Conditions at destination airport (NOTAM, weather, runway data (length, surface condition, braking action, landing taxi route, lighting)) • Landing performance (landing distance, Go-around climb gradient) <p>Note:</p> <p style="padding-left: 20px;">add <u>15%</u> to the In-flight LDG Dist. except in emergency.</p> <ul style="list-style-type: none"> • Rwy excursion risk assessment • Sudden occurrence handling proc. • Approach chart (date, no., App. Type) • Transition Level, MSA • Primary App. NAV freq. and course • Approach route course • FAF (or FAP) altitude • DH or MDA and missed approach point <ul style="list-style-type: none"> – Missed approach procedure <ul style="list-style-type: none"> * Alternate * Extra & Divert fuel – Go around procedure
Emergency Normal Abnormal		
TAILWIND LIMITATION: <i>(Based on AFM 2.03.02 REV16)</i>		15 kts
CARGO DOOR LIMITATION: <i>(Based on AFM 2.05.07 REV16)</i>		Do not operate cargo door with a crosswind component ≥ 45 kts
<p>Note: When entering icing conditions ($TAT \leq 7^{\circ}\text{C}$ with visible moisture), apply the adequate icing procedures and speeds must be complied and carefully monitored.</p>		

本頁空白

附錄八 起飛時著重於 ATPCS 檢查之 SOP 對應政策

The purpose of the Standard Operating Procedures (SOP) is to ensure the aircraft is in the appropriate configuration for all phase of flight, including take-off. By definition, any check not completed halts the procedure and take off cannot proceed.

This is the industry norm.

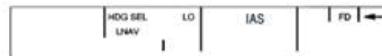
As per ATR SOP, Refer to FCOM 2.03.14, the above policy applies to all the below actions related to checks during the take off roll before V1:

- Check of the FMA
- Check of the ATPCS
- Check of the Engine Parameters
- Check of the Power Setting
- Check of the 70kt speed indication and associated checks (availability of both flight crew members for take off, transfer of controls)

The objective of the action line, “ATPCS ARM....CHECK then ANNOUNCE”, is to confirm the availability of the ATPCS for the take off in the actual conditions.

At take off power initiation, PL1+2 set in the notch, if the check of ATPCS armed condition is negative, ARM light not lit, means that the ATPCS is not available.

To emphasize this point, ATR issued the OEB n°27 which states: “*The ATPCS must be checked armed and announced (FCOM 2.03.14). If it is not armed while both power levers are in the notch, or in the case of intermittent arming / disarming of the ATPCS, the take off has to be interrupted, as for any other anomaly intervening during the take off run.*”

		NORMAL PROCEDURES	2.03.14		
			P 1	100	
ATR 72 F.C.O.M.		TAKE OFF			DEC 13
TAKE OFF					
For Take Off at 100% TQ, refer to page 1A, 2A. (if applicable)					
R CAUTION: If operations are simultaneously conducted with High Altitude Runways (up to 11.000 ft), associated procedure(s) in 7.01.07(refer to AFM) have also to be taken into account.					
CM1	- "TAKE OFF"				ANNOUNCE
CM1	- BRAKES				RELEASED
CM1	- PL 1 + 2				SET IN THE NOTCH
CM1	- FMA				ANNOUNCE
					
CM2	- FMA				CHECK
CM2	- "ATPCS ARM"				CHECK then ANNOUNCE
CM2	- ENGINE PARAMETERS				CHECK
Note : Parameters should be obtained at around 60 Kt					
ACTUAL TQ MATCH TO BUG					
Note : If necessary, adjust PLs to obtain TO TQ (bugs)					
RTO BUG CHECK					
NP ~ 100 %					
Note : NP = 100 % - 0.6% + 0.8%					
ITT CHECK					
CM2	- TO INHIB				CHECK
CM2	- "POWER SET"				ANNOUNCE
When reaching 70 Kt					
CM2	- "SEVENTY KNOTS"				ANNOUNCE
R CM1	- SPEED				CROSS CHECK on PFD
And cross check speeds with IESI					
ALL	- "I HAVE CONTROL" / "YOU HAVE CONTROL"				ANNOUNCE
- If CM1 becomes PF, CM1 announce only "I HAVE CONTROL"					
- If CM2 becomes PF, CM1 announce "YOU HAVE CONTROL" & CM2 answer "I HAVE CONTROL"					
PNE	- "V1"				ANNOUNCE
R Mod 5948 + 6521					

Additional information and extracts of ATR Flight Operations Manuals relative to the ATPCS:

As per ATR SOPs, the ATPCS availability is also monitored and checked by the means of:

- A static test prior to each take off, Refer to FCOM SOP 2.03.06 or 2.03.07
- A check of the “ARM” condition of the ATPCS prior to each take off, Refer to FCOM 2.03.14
- A dynamic test after the last flight of the day, Refer to FCOM SOP 2.03.21 & 2.03.24

If the ATPCS is not available when the flight crew takes the aircraft or during the static test, dispatch is in accordance with ATPCS MMEL dispatch conditions as well as associated maintenance and operational procedures that must be applied. Refer to MEL item 61-22-2 and AFM procedure 7-02-10.

As a general rule, the industry norm is:

If any of the items checked during take off, according to SOPs, is detected as not standard, the airplane condition is not satisfactory. The take off cannot be continued in the actual conditions and must be rejected.

The flight crew must return to the gate and perform the necessary maintenance checks and procedure. If any of the systems involved is confirmed not available, the associated MMEL dispatch conditions and procedures must be applied prior to any new take off attempt.

For comparison the Airbus 3xx SOP at take off are provided to show how another manufacturer deals with SOP. It has to be noted that Airbus does not list all the conditions leading to a rejected take off but write the general policy as an operating technique.

The implementation in the manufacturer FCOM of such a rejected take off procedure may clarify ATR policy.

 A318/A319/A320/A321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES NORMAL PROCEDURES STANDARD OPERATING PROCEDURES - TAKEOFF
	TAKEOFF
Applicable to: ALL	
<p>Rolling takeoff is permitted.</p> <p>TAKEOFF..... ANNOUNCE</p> <p>BRAKES..... RELEASE</p>	
<p>THRUST SETTING</p> <p>■ If the crosswind is at or below 20 kt and there is no tailwind:</p> <p>THRUST LEVERS..... FLX or TOGA</p> <ul style="list-style-type: none"> - To counter the nose-up effect of setting engine takeoff thrust, apply half forward stick until the airspeed reaches 80 kt. Release the stick gradually to reach neutral at 100 kt. - PF progressively adjusts engine thrust in two steps: <ul style="list-style-type: none"> • from idle to about 50 % N1 (1.05 EPR). • from both engines at similar N1 to takeoff thrust. <p>■ Once the thrust levers are set to FLX or TOGA detent, the captain keeps his hand on the thrust levers until the aircraft reaches V1.</p> <p>■ In case of tailwind or if crosswind is greater than 20 kt:</p> <p>THRUST LEVERS..... FLX or TOGA</p> <ul style="list-style-type: none"> - PF applies full forward stick. - PF sets 50 % N1 (1.05 EPR) on both engines then rapidly increases thrust to about 70 % N1 (1.15 EPR) then progressively to reach takeoff thrust at 40 kt ground speed, while maintaining stick full forward up to 80 kt. Release stick gradually to reach neutral at 100 kt. - Once the thrust levers are set to FLX or TOGA detent, the captain keeps his hand on the thrust levers until the aircraft reaches V1. <p><i>Note: ENG SD page replaces WHEEL SD page on the ECAM lower display.</i></p> <p>DIRECTIONAL CONTROL..... USE RUDDER</p> <p>At 130 kt (wheel speed), the connection between nosewheel steering and the rudder pedals is removed. Therefore, in strong crosswinds, more rudder input will be required at this point to prevent the aircraft from turning into the wind.</p> <p>CHRONO..... START</p> <p>PFD/ND..... SCAN</p> <p>1. Check the FMA on the PFD. The following modes are displayed: MAN TOGA (or MAN FLX xx) /SRS/RWY (or blank) / A/THR (in blue).</p>	

 AIRBUS <small>FOR TRAINING ONLY</small> A318/A319/A320/A321 <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	PROCEDURES NORMAL PROCEDURES STANDARD OPERATING PROCEDURES - TAKEOFF
---	---

Note: If an ILS that corresponds to the departure runway is tuned, RWY mode appears. If not, no lateral mode appears until the aircraft lifts off.

2. Check the FMS position on the ND (aircraft on runway centerline).

Note: If GPS PRIMARY is not available, check the FMS position update.

FMA..... ANNOUNCE

BEFORE REACHING 80 KT

TAKEOFF N1..... CHECK

Check that the actual N1 of the individual engines has reached the N1 rating limit, before the aircraft reaches 80 kt. Check EGT.

THRUST SET..... ANNOUNCE

PFD and ENG indications..... SCAN

Scan airspeed, N1, and EGT throughout the takeoff.

REACHING 100 KT

ONE HUNDRED KNOTS..... ANNOUNCE

- The PF crosschecks and confirms the speed indicated on the PFD
- Below 100 kt the Captain may decide to abort the takeoff, depending on the circumstances
- Above 100 kt, rejecting the takeoff is a more serious matter.

AT V1

V1..... ANNOUNCE

AT VR

ROTATION ORDER

ROTATION PERFORM

- At VR, initiate the rotation to achieve a continuous rotation with a rate of about 3 °/s, towards a pitch attitude 15 ° (12.5 °, one engine is failed)
- Minimize the lateral inputs on ground and during the rotation, to avoid spoiler extension
- In strong crosswind conditions, small lateral stick inputs may be used, if necessary, to aim at maintaining wings level
- After lift-off, follow the SRS pitch command bar.

 A318/A319/A320/A321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES NORMAL PROCEDURES STANDARD OPERATING PROCEDURES - TAKEOFF
--	---

CAUTION If a tailstrike occurs, avoid flying at an altitude requiring a pressurized cabin, and return to the originating airport for damage assessment.

WHEN POSITIVE CLIMB

POSITIVE CLIMB.....	ANNOUNCE
LDG GEAR UP.....	ORDER
LDG GEAR.....	SELECT UP
AP.....	AS RQRD
<i>Above 100 ft AGL, AP 1 or 2 may be engaged.</i>	
FMA.....	ANNOUNCE

AT THRUST REDUCTION ALTITUDE

THRUST LEVERS.....	CL
<i>Move the thrust levers to the CL detent, when the flashing LVR CLB prompt appears on the FMA. A/THR is now active.</i>	
<i>In manual flight, the pilot must anticipate the change in pitch attitude in order to prevent the speed from decaying when thrust is reduced.</i>	
FMA.....	ANNOUNCE
PACK 1 and 2 (if applicable).....	ON
<i>Select PACK 1 on after CLB thrust reduction.</i>	
<i>Select PACK 2 on after flap retraction.</i>	
Note:	
1. Selecting pack on before reducing takeoff thrust would result in an EGT increase.	
2. PACK 2 may be selected earlier, but not sooner than 10 s after PACK 1 is selected on, for passenger comfort.	
3. If packs are not switched on after the takeoff phase, an ECAM caution will be triggered.	

AT ACCELERATION ALTITUDE

FMA.....	ANNOUNCE
<i>Check the target speed change from V2 + 10 to the first CLB speed (either preselected or managed).</i>	
Note:	
1. When THR RED and ACC ALT are equal, the FMA will change from MAN FLX/SRS/NAV to THR CLB/CLB/NAV.	
2. If FCU-selected altitude is equal to or close to the acceleration altitude, then the FMA will switch from SRS to ALT*.	

 AIRBUS FOR TRAINING ONLY A318/A319/A320/A321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES OPERATING TECHNIQUES
--	--

REJECTED TAKEOFF

Applicable to: ALL

GENERAL

The decision to reject the takeoff and the stop action is made by the Captain. It is therefore recommended that the Captain keeps his hand on the thrust levers until the aircraft reaches V1, whether he is Pilot Flying (PF) or Pilot Not Flying (PNF). As soon as he decides to abort, he calls "stop", takes over control of the aircraft and performs the stop actions. It is not possible to list all the factors that could lead to the decision to reject the takeoff. However, in order to help the Captain to make a decision, the ECAM inhibits the warnings that are not essential from 80 kt to 1 500 ft (or 2 min after lift-off, whichever occurs first). Experience has shown that rejected takeoffs can be hazardous even if the performance is correctly calculated, based on flight tests.

This may be due to the following factors:

- Delay in Performing the stopping procedure.
- Damaged tires.
- Brakes worn, brakes not working correctly, or higher than normal initial brakes temperature.
- The brakes not being fully applied.
- A runway friction coefficient lower than assumed in computations.
- An error in gross weight calculation.
- Runway line up not considered.

When the aircraft speed is at or above 100 kt, it may become hazardous to reject a takeoff.

Therefore, when the aircraft speed approaches V1, the Captain should be "Go-minded" if none of the main failures quoted below ("Above 100 kt and below V1") have occurred.

DECISION MANAGEMENT

■ Below 100 kt:

The decision to reject the takeoff may be taken at the Captain's discretion, depending on the circumstances.

Although we cannot list all the causes, the Captain should seriously consider discontinuing the takeoff, if any ECAM warning/caution is activated.

Note: The speed of 100 kt is not critical: It was chosen in order to help the Captain make his decision, and to avoid unnecessary stops from high speed.

Continued on the following page

 AIRBUS <small>FOR TRAINING ONLY</small> A318/A319/A320/A321 <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	PROCEDURES ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES OPERATING TECHNIQUES																															
REJECTED TAKEOFF (Cont'd)																																
<p>■ Above 100 kt and below V1:</p> <p>Rejecting the takeoff at these speeds is a more serious matter, particularly on slippery runways. It could lead to a hazardous situation, if the speed is approaching V1. At these speeds the Captain should be "go-minded" and very few situations should lead to the decision to reject the takeoff:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Fire warning or severe damage. 2. Sudden loss of engine thrust. 3. Malfunctions or conditions that give unambiguous indications that the aircraft will not fly safely. 4. Any red ECAM warning. 5. Any amber ECAM caution listed below: <ul style="list-style-type: none"> - <u>F/CTL SIDE STICK FAULT</u> - <u>ENG FAIL</u> - <u>ENG REVERSER FAULT</u> - <u>ENG REVERSE UNLOCKED</u> <p>Exceeding the EGT red line or nose gear vibration should not result in the decision to reject takeoff above 100 kt.</p> <p>In case of tire failure between V1 minus 20 kt and V1:</p> <p>Unless debris from the tires has caused serious engine anomalies, it is far better to get airborne, reduce the fuel load, and land with a full runway length available.</p> <p>The V1 call has precedence over any other call.</p> <p>■ Above V1:</p> <p>Takeoff must be continued, because it may not be possible to stop the aircraft on the remaining runway.</p>																																
PROCEDURE DURING A REJECTED TAKEOFF																																
<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th style="text-align: center; padding: 2px;">CAPT</th> <th style="text-align: center; padding: 2px;">F/O</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td style="text-align: center; padding: 2px;">"STOP".....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">ANNOUNCE</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center; padding: 2px;">Simultaneously:</td> <td></td> </tr> <tr> <td style="text-align: center; padding: 2px;">THRUST LEVER(S).....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">IDLE</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center; padding: 2px;">REVERSE THRUST.....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">MAX AVAIL</td> </tr> <tr> <td></td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">REVERSERS.....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">CHECK/ANNOUNCE</td> </tr> <tr> <td></td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">DECELERATION.....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">CHECK/ANNOUNCE</td> </tr> <tr> <td></td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">ANY AUDIO.....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">CANCEL</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center; padding: 2px;">Aircraft stopped</td> <td></td> </tr> <tr> <td colspan="2" style="text-align: center; padding: 2px;">Consider positioning the aircraft to keep any possible fire away from the fuselage.</td></tr> <tr> <td style="text-align: center; padding: 2px;">REVERSER(S).....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">STOWED</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">ATO.....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">NOTIFY</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center; padding: 2px;">PARKING BRAKE.....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">ON</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">EMER EVAC Procedure (QRH).....</td> <td style="text-align: center; padding: 2px;">LOCATE</td> </tr> </tbody> </table> <p style="text-align: right; margin-top: -10px;"><i>Continued on the following page</i></p>		CAPT	F/O	"STOP".....	ANNOUNCE	Simultaneously:		THRUST LEVER(S).....	IDLE	REVERSE THRUST.....	MAX AVAIL		REVERSERS.....	CHECK/ANNOUNCE		DECELERATION.....	CHECK/ANNOUNCE		ANY AUDIO.....	CANCEL	Aircraft stopped		Consider positioning the aircraft to keep any possible fire away from the fuselage.		REVERSER(S).....	STOWED	ATO.....	NOTIFY	PARKING BRAKE.....	ON	EMER EVAC Procedure (QRH).....	LOCATE
CAPT	F/O																															
"STOP".....	ANNOUNCE																															
Simultaneously:																																
THRUST LEVER(S).....	IDLE																															
REVERSE THRUST.....	MAX AVAIL																															
	REVERSERS.....	CHECK/ANNOUNCE																														
	DECELERATION.....	CHECK/ANNOUNCE																														
	ANY AUDIO.....	CANCEL																														
Aircraft stopped																																
Consider positioning the aircraft to keep any possible fire away from the fuselage.																																
REVERSER(S).....	STOWED	ATO.....	NOTIFY																													
PARKING BRAKE.....	ON	EMER EVAC Procedure (QRH).....	LOCATE																													

AIRBUS FOR TRAINING ONLY A318/A319/A320/A321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES	
	ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES	
	OPERATING TECHNIQUES	
REJECTED TAKEOFF (Cont'd)		
CAPT		F/O
GABIN CREW.....	ALERT	
EOAM ACTIONS.....	ORDER	EOAM ACTIONS..... PERFORM
The aircraft should remain stationary while the crew evaluates the situation.		
<u>EVACUATION PHASE:</u> *If required: EMER EVAC Procedure.....	APPLY	ATO..... NOTIFY For more information on the EMER EVAC procedure, Refer to PRO-ABN-80 EMERGENCY EVACUATION Except if the emergency evacuation procedure is within the EOAM procedure of the failure, the flight crew should apply the non-sensed emergency evacuation procedure on the EOAM or the QRH procedure, as appropriate.
<p>REVERSERS : Full reverse may be used until coming to a complete stop. But, if there is enough runway available at the end of the deceleration, it is preferable to reduce reverse thrust when passing 70 kt.</p> <p><u>Note:</u></p> <ol style="list-style-type: none"> 1. If the brake response does not seem appropriate for the runway condition, FULL manual braking should be applied and maintained. If IN DOUBT, TAKE OVER MANUALLY. Do not attempt to clear the runway, until it is absolutely clear that an evacuation is not necessary and that it is safe to do so. 2. If the autobrake is unserviceable, the Captain simultaneously reduces thrust and applies maximum pressure on both pedals. The aircraft will stop in the minimum distance, only if the brake pedals are maintained fully pressed until the aircraft comes to a stop. 3. If normal braking is inoperative, immediately apply the Loss of Braking procedure (Refer to PRO-ABN-32 LOSS OF BRAKING) 4. After a rejected takeoff, if the aircraft comes to a complete stop using autobrake MAX, release brakes prior to taxi by disarming spoilers. 		

附錄九 MEL 有關螺旋槳之內容

 ATR 72 A AFM	SUPPLEMENTS SUPPLEMENT N° 06	7 – 02.06	
		PAGE : 1 001	
		DGAC APPROVED	FEB 01
<p><u>DISPATCH WITH AUTOFEATHER SYSTEM INOPERATIVE</u></p> <p>Uptrim and AFU are considered operative. If not, refer to the connected procedure.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Increase V1 limited by VMCG by 5 kt – Increase VR by 2 kt – Increase VMCA by 3 kt, check VR, V2 – Increase VMCL by 3 kt – Check effect on TOR, TOD, 2nd segment climb <p><u>NOTE</u> :In case of engine failure after V1, do not reduce PL below 45° of PLA before feathering.</p>			

 AIR 72 A AFM	SUPPLEMENTS SUPPLEMENT N° 10	7 - 02.10	
		PAGE : 1 001	
		DGAC APPROVED	FEB 01

DISPATCH WITH ATPCS OFF

AFU is considered operative. If not, refer to the connected procedure.

- Select ATPCS OFF and BLEED VALVES OFF
- Increase V1 limited by VMCG by 5 kt
- Increase VR by 2 kt
- Increase VMCA by 3 kt. Check VR and V2
- Increase VMCL by 3 kt
- Check ATPCS inoperative effect on TOR, TOD and 2nd segment
- Apply RTO power by pushing both PLs up to the ramp
- After take off set both PLs into the notches, then apply CLIMB SEQUENCE
- BLEED VALVES ON

NOTE :In case of engine failure after V1 do not reduce PL below 45° of PLA before feathering

附錄十 P&WC 技術通報 No.21742R1

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21742R1

**BULLETIN INDEX LOCATOR
72-01-10**

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEATHER UNIT - INSPECTION OF

MODEL APPLICATION

PW121A, PW124B, PW125B, PW126, PW126A, PW127, PW127B, PW127D, PW127E, PW127F,
PW127G, PW127H, PW127J

Compliance: CATEGORY 3

Summary: Aging of the Autofeather Unit (AFU) electrical connectors and interconnect ribbon solder joints can lead to loss of torque signal.

Aug 15/2007
Revision No. 1: Aug 17/2007

PW100-72-21742
Cover Sheet

24 Hour Global Service HELP DESK Toll free where available (SIL GEN-027)	USA & CANADA..... 1-800-268-8000 International..... (IAC*)+8000-268-8000 * International Access Code	Other..... 1-450-647-8000 Fax..... 1-450-647-2888 Web Site..... www.pwc.ca
---	--	--

WARNING - PROPRIETARY RIGHTS & EXPORT CONTROLS NOTICE

This bulletin contains proprietary information of Pratt & Whitney Canada Corp. ("P&WC"), which P&WC provides in confidence and solely for the purposes of supporting engine certification and providing applicable information regarding the proper use, maintenance, inspection, repair, servicing and parts application of P&WC products and services, as directed therein. Neither this bulletin nor any information in it may be disclosed to others, or used for any other purpose, including, without limitation, to design, create, develop, reproduce, manufacture or derive any design, part, product, material, process, modification, configuration change or repair, or obtain FAA or other government approval to do so. Possession and use of this bulletin is also subject to the restrictions set out in P&WC's Technical Data Agreement (a copy of which may be obtained by contacting P&WC Technical Publications). The contents of this bulletin may be subject to export control laws. Unauthorized export or re-export of the bulletin, or parts thereof, is prohibited. By accepting and possessing this bulletin, you agree to be bound by the foregoing terms.

If a Government agency or department intends to disclose any information, written notice should be given to:
VP - Legal Services, Pratt & Whitney Canada Corp., 1000 Marie-Victorin (01BE5), Longueuil, Quebec J4G 1A1.

Pratt & Whitney Canada Corp.
1000, Marie-Victorin
Longueuil, Québec, Canada J4G 1A1
Tél. 450-677-9411



Pratt & Whitney Canada
A United Technologies Company

17 August 2007

P&WC S.B. No. 21742R1

REVISION TRANSMITTAL SHEET
TURBOPROP ENGINE MODEL PW100

SUBJECT: Pratt & Whitney Canada Service Bulletin No. PW100-72-21742, Rev. No. 1, dated Aug 17/2007 (P&WC S.B. No. 21742R1) AUTOFEATHER UNIT - INSPECTION OF

Replace your existing copy of this service bulletin with the attached revised bulletin. Destroy the superseded copy.

Please retain this Revision Transmittal Sheet with the revised bulletin.

SUMMARY: This revision is issued to:

- add the AFU in the reason;
- to give the date of issue of the CMM latest instructions;
- clarify the Accomplishment Instructions to identify AFUs that are eligible for the inspections, and to give instruction for those that already complied with the intent of this service bulletin.
- move the CMM P/N 73-20-03 from the Publication Affected, Para. 1.K, to the References, Para. 1.J.

EFFECT OF REVISION ON PRIOR ACCOMPLISHMENT:

None.

NOTE: A black bar in the left margin indicates a change in that line of text or figure.

REVISION HISTORY:

Original Issue: Aug 15/2007
Revision No. 1: Aug 17/2007

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21742R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEATHER UNIT - INSPECTION OF

1. Planning Information

A. Effectivity

PW121A Engines with AFU P/N 30048-0000-04.
PW124B Engines with AFU P/N 30048-0000-04, 30048-0000-05, 30048-0000-06,
30048-0000-08, 30048-0000-10, 30048-0000-12.
PW125B Engines with AFU P/N 30048-0000-01A, 30048-0000-02, 30048-0000-04,
30048-0000-07, 30048-0000-09, 30048-0000-11.
PW126 / PW126A Engines with AFU P/N 30048-0000-01A, 30048-0000-02,
30048-0000-04, 30048-0000-07, 30048-0000-13, 30048-0000-14, 30048-0000-19.
PW127 Engines with AFU P/N 30048-0000-12, 30048-0000-16, 30048-0000-18.
PW127B Engines with AFU P/N 30048-0000-15, 30048-0000-17.
PW127D Engines with AFU P/N 30048-0000-19.
PW127E Engines with AFU P/N 30048-0000-18.
PW127F Engines with AFU P/N 30048-0000-18.
PW127G Engines with AFU P/N 30048-0000-21.
PW127H Engines with AFU P/N 30048-0000-18.
PW127J Engines with AFU P/N 30048-0000-16, 30048-0000-18

NOTE: The above effectivity list does not identify engines that have been converted from one engine model to another engine model via an engine conversion service bulletin. To clarify the effectivity of converted engines, refer to the PW100 Workscope Planning Guide, P/N 3040879, Converted Engines section.

B. Concurrent Requirements

None.

C. Reason

Aging of the Autofeather Unit (AFU) electrical connectors and interconnect ribbon solder joints can lead to loss of torque signal.

D. Description

The AFU is returned to an authorized accessory shop that can do a one time inspection of the AFU per the latest CMM instructions.

NOTE: For AFUs that were inspected/certified per the Goodrich CMM P/N 30048-0000 Rev. H, latest instructions issued after Feb 23/2007 (Ref. Goodrich TR73-01), the intent of this service bulletin is already incorporated. No further action is required.

P&WC No. 004211

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.

Aug 15/2007

Revision No. 1: Aug 17/2007

© 2007 Pratt & Whitney Canada Corp.
PRINTED IN CANADA

PW100-72-21742

Page 1 of 4

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21742R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEATHER UNIT - INSPECTION OF

1. Planning Information (Cont'd)

E. Compliance

For AFU with more than TTSN 12,000 flight hours, or that TTSN of the AFU is unknown:

CATEGORY 3 - P&WC recommends to do this service bulletin before July 31, 2010.

For AFU with less than TTSN 12,000 flight hours:

CATEGORY 3 - P&WC recommends to do this service bulletin before the AFU has accumulated TTSN 12,000 flight hours, or before July 31, 2010, whichever occurs last.

F. Approval

D.A.A. approved

G. Weight and Balance

None.

H. Electrical Load Data

Not changed.

I. Software Accomplishment Summary

Not changed.

J. References

Applicable PW100 Technical Manuals
P&WC Service Information Letter (SIL) PW100-113
Goodrich Service Letter 30048-SL-001
Goodrich CMM P/N 30048-0000 (73-20-03)

K. Publications Affected

Applicable PW100 Technical Manuals
Deleted

L. Interchangeability and Intermixability of Parts

Not applicable.

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21742R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEATHER UNIT - INSPECTION OF

2. Material Information

A. Industry Support Information

Not applicable.

B. Material - Cost and Availability

Not applicable.

C. Manpower

No more man-hours are necessary to include this service bulletin at overhaul.

D. Material Necessary for Each Engine

Not applicable.

E. Reidentified Parts

None.

F. Tooling - Price and Availability

Not applicable.

3. Accomplishment Instructions

- A. Make sure the AFU is applicable for the inspection per this service bulletin. For AFUs that were inspected/certified per the Goodrich CMM P/N 30048-0000 Rev. H, latest instructions issued after Feb 23/2007 (Ref. Goodrich TR73-01), the intent of this service bulletin is already incorporated. Go to Paragraph 3.E.
- B. Remove the AFU. Refer to the instructions in the applicable maintenance or overhaul manual.
- C. Return the AFU to an authorized accessory shop, or the address listed below, that can do the inspection of the AFU per the latest Goodrich CMM P/N 30048-0000 Rev. H, latest instructions issued after Feb 23/2007 (Ref. Goodrich TR73-01).

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21742R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEATHER UNIT - INSPECTION OF

3. Accomplishment Instructions (Cont'd)

Goodrich Sensors and Integrated Systems
1256 Trapp Rd.
Eagan Mn 55121
USA

Attention: Tami Banks

TEL: 651-681-8800

FAX: 651-681-8991

REF: Goodrich Service Letter 30048-SL-001

- D. Install the serviceable AFU. Refer to the instructions in the applicable maintenance or overhaul manual.
- E. Write accomplishment of P&WC S.B. No. 21742 in the applicable engine module log book.

4. Appendix

Not applicable.

本頁空白

附錄十一 民航局適航指令 No. CAA-2015-02-013E

 <p>緊急適航指令</p> <p>民航局 AD 編號 CAA-2015-02-013E 修訂</p>
<p>1. 適用之航空產品</p> <p>本緊急適航指令，適用於 ATR72-212A 之航空器型別。 註：未執行 ATR 原製造廠 MOD5948 改裝之機型為 ATR72-500，執行 MOD5948 改裝後機型為 ATR72-600。</p> <p>2. 緯由</p> <p>近期 ATR72-212A 型機在發動機運作時發生非指令性自動順漿(Uncommanded Auto-Feather)情形，經飛機原製造廠 ATR 初步調查，發生非指令性自動順漿情形前，曾出現自動式起飛動力控制系統(ATPCS)間歇式開啟及關閉情形。ATR 原廠已針對此情況發布 OEB 通告，指出非指令性自動順漿情形，可視為一種發動機失效之現象，並建議相關緊急處理程序，目前本事件肇因仍於調查作業中，惟基於此情況可能造成發動機失效並增加飛航組員操作應變之負擔，本局已發布緊急 AD CAA-2015-02-013E，提供航空器所有人及飛航組員相關緊急處理程序，以確保飛航安全。</p> <p>上述緊急 AD 發布後，ATR 原廠分別針對 ATR72-500 及 ATR72-600 機型，發布修訂版 OEB 通告，並更正單發動機飛航操作程序所引用之 QRH 章節，因此本局發布本緊急 AD 修訂版，納入 ATR 原廠修訂版 OEB 通告。</p> <p>3. 改正行動與執行時限</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) 航空器所有人應立即將適用之 ATR “OEB Subject: Uncommanded auto-feather - 500”及“OEB Subject: Uncommanded auto-feather - 600”納入 QRH。 (2) 航空器所有人應對飛航組員實施上述 OEB 相關緊急處理訓練，強化狀況警覺，與發動機失效後之處置及單發動機飛航操作程序。



緊急適航指令(續頁)

民航局 AD 編號 CAA-2015-02-013E 修訂

4. 生效日期

104 年 2 月 26 日。

5. 備註：

本適航指令為預防性作為，將視調查結果及原廠建議，發布後續相關適航指令。



**Emergency Airworthiness Directive
AD Number CAA-2015-02-013E Correction**

Date: February 25, 2015

Correction: February 26, 2015

1. APPLICABILITY

ATR72-212A (Note: For those airplanes which the ATR MOD 5948 are not embodied, the airplane type can be referred to as ATR72-500. For those airplanes which the MOD 5948 are embodied, the airplane type can be referred to as ATR72-600.)

2. REASON

Uncommanded auto-feather events were reported on in-service ATR72-212A. The propeller goes in feather while the power plant is still running. According to the preliminary investigation, the intermittent ATPCS arming/disarming sequence during takeoff roll has been observed prior to some uncommanded auto-feather events.

This condition, if not corrected, could result in engine failure and consequent increased flightcrew workload.

To address this potential unsafe condition, ATR has issued Operations Engineering Bulletin (OEB) to provide the emergency procedure to deal with the uncommanded auto-feather situation. In the OEB, ATR also viewed the uncommanded auto-feather situation as an engine failure due to the associated symptoms of TQ (torque), NP (propeller rotation speed) and NH (high pressure spool rotation speed).

An emergency AD CAA-2015-02-013E requiring amendment of the applicable QRH according the ATR OEB has been issued.

Since Emergency AD CAA-2015-02-013E was issued, ATR re-issues the separate OEBs related to ATR72-500 and ATR72-600 accordingly and corrects applicable reference QRH pages.

For reasons described above, this emergency AD correction retains the requirements of emergency AD CAA-2015-02-013E, which is superseded, to require to reference ATR re-issued separate OEBs and amend applicable QRHs.



Emergency Airworthiness Directive (continued)
AD Number CAA-2015-02-013E Correction

3. ACTIONS AND COMPLIANCE TIME

Required as indicated, unless accomplished previously:

- (1) Before next flight after the effective date of this emergency AD, amend the applicable QRH by inserting a copy of ATR "OEB Subject: Uncommanded auto-feather - 500" and "OEB Subject: Uncommanded auto-feather - 600", as applicable to airplane type and model.
- (2) Concurrent with the QRH amendment as required by paragraph (1) of this AD, inform and train all flightcrews and, thereafter, operate the airplane accordingly. Besides, operators shall enhance flightcrew's situation awareness and training regarding the disposition of engine failure and single engine operation.

4. EFFECTIVE DATES

February 26, 2015

5. NOTE :

- (1) This emergency AD is still considered to be an interim action and further AD action may follow.
- (2) Reference Publications:
 - ATR "OEB Subject: Uncommanded auto-feather - 500"
 - ATR "OEB Subject: Uncommanded auto-feather - 600"
- (3) Enquiries regarding this emergency AD should be referred to the Initial Airworthiness Section, Flight Standards Division, CAA Taiwan. E-mail: adcaa@mail.caa.gov.tw

附錄十二 ATR 非指令性自動順漿通告

OEB Subject: Uncommanded auto-feather - 500

1. Reason for issue.

This OEB is issued to provide operators with operational recommendations about in-service events of uncommanded auto-feather: a situation where a propeller goes in feather while the engine is still running. The associated symptoms are:

- TQ and NP decrease to or close to 0, and
- NH drops to around 73% and remains steady.

This OEB aims also at providing additional information about ATPCS arming during takeoff roll. An intermittent ATPCS arming/disarming sequence during takeoff roll has been observed prior to some uncommanded auto-feather events.

Any loss of engine propeller rotation speed (NP) and/or torque (TQ) should be dealt with as an engine failure.

- At takeoff, the ENG FLAME OUT AT TAKEOFF procedure is applicable.

Depending on the root cause of the uncommanded auto-feather, the affected engine propeller may unfeather upon PWR MGT selection to MCT. In any case, ATR recommends proceeding with the ENG FLAME OUT AT TAKEOFF procedure until engine is shutdown.

- During any other phase of flight, the analysis of in-service events have shown that the ENG FLAME OUT IN FLIGHT procedure does not apply to uncommanded auto-feather symptoms, because NH never drops below 30%.

2. ATR action.

Investigations are in progress to identify the root cause of the reported events and to define appropriate corrective actions.

3. Procedures.

a. Take off normal procedure

At takeoff, the ATPCS must be checked armed and announced. If it is not armed while both power levers are in the notch, or in the case of intermittent arming / disarming of the ATPCS, the takeoff must be rejected.

b. Any loss of NP and/or TQ should be dealt with as an engine failure

i. During Takeoff

ENG FLAME OUT AT TAKEOFF procedure is applicable.

ii. During any other phase of flight

Apply the following procedure:

PL affected sideFI

CL affected sideFTR THEN FUEL SO

LAND ASAP

SINGLE ENG OPERATION procedure (2.04).....APPLY

OEB Subject: Uncommanded auto-feather – 600**1. Reason for issue.**

This OEB is issued to provide operators with operational recommendations about in-service events of uncommanded auto-feather: a situation where a propeller goes in feather while the engine is still running. The associated symptoms are:

- TQ and NP decrease to or close to 0, and
- NH drops to around 73% and remains steady.

This OEB aims also at providing additional information about ATPCS arming during takeoff roll. An intermittent ATPCS arming/disarming sequence during takeoff roll has been observed prior to some uncommanded auto-feather events.

Any loss of engine propeller rotation speed (NP) and/or torque (TQ) should be dealt with as an engine failure.

- At takeoff, the ENG FLAME OUT AT TAKEOFF procedure is applicable.

Depending on the root cause of the uncommanded auto-feather, the affected engine propeller may unfeather upon PWR MGT selection to MCT. In any case, ATR recommends proceeding with the ENG FLAME OUT AT TAKEOFF procedure until engine is shutdown.

- During any other phase of flight, the analysis of in-service events have shown that the ENG FLAME OUT IN FLIGHT procedure does not apply to uncommanded auto-feather symptoms, because NH never drops below 30%.

2. ATR action.

Investigations are in progress to identify the root cause of the reported events and to define appropriate corrective actions.

3. Procedures.**a. Take off normal procedure**

At takeoff, the ATPCS must be checked armed and announced. If it is not armed while both power levers are in the notch, or in the case of intermittent arming / disarming of the ATPCS, the takeoff must be rejected.

b. Any loss of NP and/or TQ should be dealt with as an engine failure**i. During Takeoff**

ENG FLAME OUT AT TAKEOFF procedure is applicable.

ii. During any other phase of flight

Apply the following procedure:

PL affected sideFI

CL affected sideFTR THEN FUEL SO

LAND ASAP

SINGLE ENG OPERATION procedure (2.05).....APPLY

附錄十三 P&WC 技術通報 No. 21880R1

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21880R1

BULLETIN INDEX LOCATOR
72-01-10

TURBOPROP ENGINE

AUTOFEAUTHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF

MODEL APPLICATION

PW127, PW127E, PW127F, PW127G, PW127H, PW127J, PW127M, PW127N

Commercial Support Program No: 1008330

Compliance: CATEGORY 3, 5

Summary: There have been reports from the field of torque fluctuations or loss of torque indications. The autofeather control J2 connector is a flex-tape design that is connected to the circuit card by solder. Replace the autofeather control with one that has a rigid-flex type J2 connector.

Oct 19/2015
Revision No. 1: Oct 30/2015

PW100-72-21880
Cover Sheet

24-Hour Global Service CFIRST CENTRE <small>Toll free where available (SIL GEN-027)</small>	USA & CANADA..... 1-800-268-8000 International..... (IAC*)+8000-268-8000 <small>* International Access Code</small>	Other..... 1-450-647-8000 Fax..... 1-450-647-2888 Web Site..... www.pwc.ca
--	---	--

WARNING - PROPRIETARY RIGHTS & EXPORT CONTROLS NOTICE

This bulletin contains proprietary information of Pratt & Whitney Canada Corp. ("P&WC"), which P&WC provides in confidence and solely for the purposes of supporting engine certification and providing applicable information regarding the proper use, maintenance, inspection, repair, servicing and parts application of P&WC products and services, as directed therein. Neither this bulletin nor any information in it may be disclosed to others, or used for any other purpose, including, without limitation, to design, create, develop, reproduce, manufacture or derive any design, part, product, material, process, modification, configuration change or repair, or obtain FAA or other government approval to do so. Possession and use of this bulletin is also subject to the restrictions set out in P&WC's Technical Data Agreement (a copy of which may be obtained by contacting P&WC Technical Publications). The contents of this bulletin may be subject to export control laws. Unauthorized export or re-export of the bulletin, or parts thereof, is prohibited. By accepting and possessing this bulletin, you agree to be bound by the foregoing terms.

If a Government agency or department intends to disclose any information, written notice should be given to:
VP - Legal Services, Pratt & Whitney Canada Corp., 1000 Marie-Victorin (01BE5), Longueuil, Quebec J4G 1A1.

Export Control Classification		
	Regulation	Classification Number
Data is subject to the jurisdiction of the Export and Import Controls Bureau of the Department of Foreign Affairs and International Trade of Canada, Department of Commerce of the United States and/or Department of State of the United States.	Canadian ECL(s)	
	ECCN(s)*	
** Data is not subject to the jurisdiction of the Department of Commerce of the United States or Department of State of the United States but would become subject if exposed to any US involvement.	P-ECCN(s)**	9E991
	USML (ITAR)*	
	P-USML**	

Pratt & Whitney Canada Corp.
1000, Marie-Victorin
Longueuil, Québec, Canada J4G 1A1
Tel. 450-677-9411



Pratt & Whitney Canada
A United Technologies Company

30 October 2015

P&WC S.B. No. 21880R1

REVISION TRANSMITTAL SHEET
TURBOPROP ENGINE MODEL PW100

SUBJECT: Pratt & Whitney Canada Service Bulletin No. PW100-72-21880, Rev. No. 1, dated Oct 30/2015 (P&WC S.B. No. 21880R1) AUTOFEATHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF

Replace your existing copy of this service bulletin with the attached revised bulletin. Destroy the superseded copy.

Please retain this Revision Transmittal Sheet with the revised bulletin.

SUMMARY: This revision is issued to:

- Added PW127G engine model to service bulletin.
- Added additional CC 03 for Table 2 Appendix.
- Added CSPN No. in Para. 2.A. Industry Support Information.
- Added PW127G parts progression in Appendix
- Added Table 2 in Appendix for Auto Feather units P/N 30048-0000-21.

EFFECT OF REVISION ON PRIOR ACCOMPLISHMENT:

None.

NOTE: A black bar in the left margin indicates a change in that line of text or figure.

REVISION HISTORY:

Original Issue: Oct 19/2015
Revision No. 1: Oct 30/2015



PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21880R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEAUTHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF

1. Planning Information

A. Effectivity

PW127 Engines which are before and include Serial No. PCE-127217 and which are before and include Serial No. PCE-AK0013
PW127E Engines which are before and include Serial No. PCE-127211 and which are before and include Serial No. PCE-AM0117
PW127F Engines which are before and include Serial No. PCE-AV0120
PW127E / PW127F Engines which are before and include Serial No. PCE-EB0368
PW127G Engines which are before and include Serial No. PCE-AX0372
PW127H Engines which are before and include Serial No. PCE-AY0019
PW127J Engines which are before and include Serial No. PCE-EA0264
PW127M Engines which are before and include Serial No. PCE-ED1226
PW127N Engines

NOTE: The above effectivity list does not identify engines that have been converted from one engine model to another engine model via an engine conversion service bulletin. To clarify the effectivity of converted engines, refer to the PW100 Workscope Planning Guide, P/N 3040879, Converted Engines section.

B. Concurrent Requirements

P&WC recommends to incorporate SB No. 21822 prior to, or in conjunction with this service bulletin.

C. Reason

(1) Problem

There have been reports from the field of torque fluctuations or loss of torque indications.

(2) Cause

The autofeather control J2 connector is a flex-tape design that is connected to the circuit card by solder.

(3) Solution

Replace the autofeather control with one that has a rigid-flex type J2 connector.

D. Description

Replace the autofeather control with a new or modified one.

E. Compliance

For Autofeather Control Part Numbers and Serial Numbers listed in Table 1 Appendix

CATEGORY 3 - Replace autofeather controls before December 31st 2015

P&WC No. E9485B, E9485D

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of this sheet.

Oct 19/2015

The export control classification with respect to this document is contained on the back of the front cover.

Revision No. 1: Oct 30/2015

© 2015 Pratt & Whitney Canada Corp.

PRATT & WHITNEY CANADA

PW100-72-21880

Page 1 of 9

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21880R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEATHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF

1. Planning Information (Cont'd)

For PW127G Autofeather Control Part Numbers and Serial Numbers listed in Table 2 Appendix

CATEGORY 3 - Replace autofeather controls before December 31st 2015

For all other Autofeather Controls

CATEGORY 5 - P&WC recommends to do this service bulletin when the autofeather control is removed from the engine or when engine is removed from the aircraft.

Do all spare subassemblies.

F. Approval

D.O.T./D.A.A. approved.

G. Manpower

Once you have access to the part, an estimate of 1.00 man-hours is required to include this service bulletin at maintenance.

H. Weight and Balance

None.

I. Electrical Load Data

Not changed.

J. Software Accomplishment Summary

Not changed.

K. References

Illustrated Parts Catalog P/N 3037334 (PW124B/127/127E/127F/127M/127N)

Illustrated Parts Catalog P/N 3044824 (PW127G)

Illustrated Parts Catalog P/N 3045544 (PW127H)

Illustrated Parts Catalog P/N 3043394 (PW127J)

Maintenance Manual P/N 3037332 (PW124B/127/127E/127F/127M)

Maintenance Manual P/N 3044822 (PW127G)

Maintenance Manual P/N 3045542 (PW127H)

Maintenance Manual P/N 3043392 (PW127J)

SB21822

UTAS Service Bulletin No. 30048-73-13

P&WC Proprietary information. Subject to the restrictions on the parts of this document.
Oct 19/2015
The export control classification with respect to this document is contained on the back of the last page.
Revision No. 1: Oct 30/2015

PW100-72-21880
Page 2 of 9

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

P&WC S.B. No. 21880R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEAUTHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF

1. Planning Information (Cont'd)

L. Publications Affected

Illustrated Parts Catalog P/N 3037334 (PW124B/127/127E/127F/127M/127N)
Illustrated Parts Catalog P/N 3044824 (PW127G)
Illustrated Parts Catalog P/N 3045544 (PW127H)
Illustrated Parts Catalog P/N 3043394 (PW127J)
CMM P/N 73-20-03

M. Interchangeability and Intermixability of Parts

Interchangeability - Refer to Para. 2.C.

Intermixability - Not changed.

2. Material Information

A. Industry Support Information

Refer to Customer Support Program Notification No.: 1008330

B. Material - Cost and Availability

You can get the procurable parts listed in Para. 2.C. from any Pratt & Whitney Canada Parts Distribution Center.

The estimated total cost of new parts needed to replace old parts is \$Quote (US, 2015).

The new parts are scheduled to be available October 31/2015.

C. Material Necessary for Each Engine

The quantity of materials listed in this section is on a per Engine basis.

New P/N	Keyword	Old P/N	Qty	Est. Unit List Price (\$US, 2015)	Instructions Disposition
For PW127, PW127E, PW127F, PW127H, PW127J, PW127M, PW127N Engines:					
	Autofeather Control Supplier (60678) P&WC P/N 3078166-01	30048-0000-28	1	(A)(B)	
30048-0000-48	Autofeather Control Supplier (60678) P&WC P/N 3126924-01		1	Quote	(A)

Oct 19/2015

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the cover.

Revision No. 1: Oct 30/2015

The export control classification with respect to this document is contained on the back of the cover.

PW100-72-21880
Page 3 of 9

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

P&WC S.B. No. 21880R1

**TURBOPROP ENGINE
AUTOFEAUTHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF**

New P/N	Keyword	Old P/N	Qty	Est. Unit List Price (\$US, 2015)	Instructions Disposition
---------	---------	---------	-----	---	-----------------------------

For PW127G Engines:

	Autofeather Control Supplier (60678) P&WC P/N 3118091-02	30048-0000-21	1	(A)(B)
30048-0000-41	Autofeather Control Supplier (60678) P&WC P/N 3126934-01		1	Quote (A)

- (A) TWO WAY INTERCHANGEABLE - (ATA 200 Explanation Code 02):
The old or the new part can replace the old or the new part.
- (B) Returned the old part(s) to P&WC Component Solutions for Rework:

Pratt & Whitney Component Solutions Inc.
4905 Starika Drive
Muskegon MI 49441
USA

Attention: Sales Department
TEL: 1 (800) 872-1792 or 1 (231) 799-6650
FAX: 1 (231) 799-8732
REF: P&WC S.B. 21880
EMAIL: gp.pwc.sparesupport@pwc.ca

D. Reidentified Parts

None.

E. Tooling - Price and Availability

Not applicable.

3. Accomplishment Instructions

- A. Remove the parts listed under the Old P/N column in Para. 2.C., Material Information.
Refer to the instructions in the applicable maintenance manual section below:
 - Ref. MM, Chapter 72-01-10 ELECTRICAL SYSTEM - REMOVAL/INSTALLATION
- B. Send autofeather controls for modification to P&WC Component Solutions (Ref. Para.2.C).

Oct 19/2015
Revision No. 1: Oct 30/2015

P&WC Proprietary information. Subject to the restrictions on the back of the cover.
The export control classification with respect to this document is controlled by the code on the cover.

PW100-72-21880
Page 4 of 9



PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21880R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEAUTHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF

3. Accomplishment Instructions (Cont'd)

- C. Install new or modified autofeather control P/N 3126924-01 (P/N 30048-0000-48) or P/N 3126934-01 (P/N 30048-0000-41) listed under the New P/N column in Para. 2.C., Material Information. Refer to the instructions in the applicable maintenance manual section below:
 - Ref. MM, Chapter 72-01-10 ELECTRICAL SYSTEM - REMOVAL/INSTALLATION
- D. Write accomplishment of P&WC S.B. No. 21880 in the applicable engine module log book.

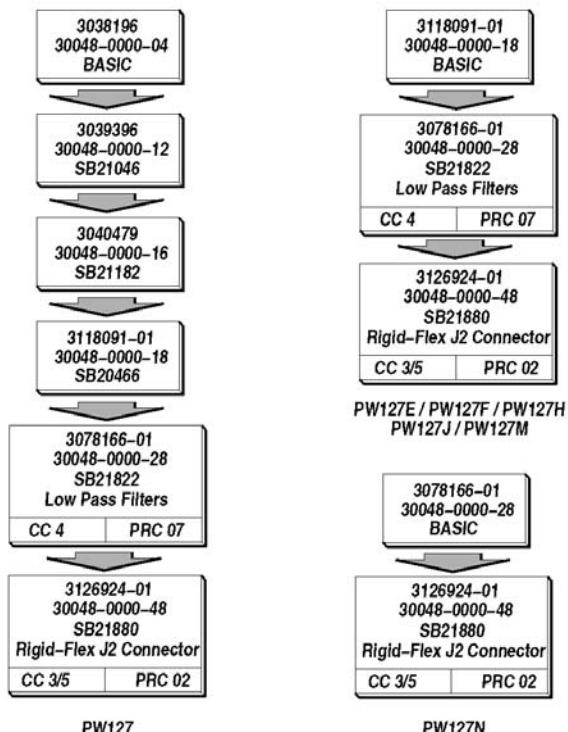
4. Appendix

- A. Refer to Figure 1 for parts progression of the autofeather control.
- B. Refer to Table 1 and 2 for the list of Autofeather control serial numbers.

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21880R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEAUTHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF



C239851

Progression of the Autofeather Control
Figure 1 (Sheet 1 of 2)

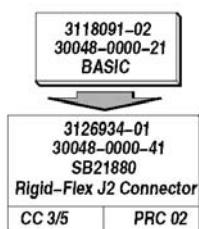
Oct 19/2015
Revision No. 1: Oct 30/2015

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
The export control classification with respect to this document is contained on the back of the locator.

PW100-72-21880
Page 6 of 9

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21880R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEATHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF

PW127G

C240134

Progression of the Autofeather Control
Figure 1 (Sheet 2)

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
Oct 19/2015 The export control classification with respect to this document is contained on the back of the locator.
Revision No. 1: Oct 30/2015

PW100-72-21880
Page 7 of 9

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

P&WC S.B. No. 21880R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEATHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF

4. Appendix (Cont'd)

TABLE 1. Autofeather Control P/N 30048-0000-18 (Pre-SB21822) and P/N 30048-0000-28

AFU Serial Numbers					
RT0678	RT0738	RT0936	RT1013	RT1822	RT1830
RT1836	RT1837	RT1843	RT1844	RT1848	RT1849
RT1850	RT1857	RT1858	RT1863	RT1864	RT1865
RT1889	RT1893	RT1930	RT1934	RT1935	RT1948
RT1949	RT1971	RT1972	RT1975	RT1976	RT1977
RT1978	RT1981	RT1982	RT1983	RT1984	RT1988
RT1989	RT1999	RT2000	RT2001	RT2007	RT2012
RT2024	RT2025	RT2026	RT2027	RT2028	RT2029
RT2030	RT2031	RT2033	RT2035	RT2043	RT2044
RT2045	RT2052	RT2053	RT2055	RT2057	RT2060
RT2061	RT2064	RT2075	RT2076	RT2077	RT2078
RT2079	RT2091	RT2092	RT2093	RT2103	RT2105
RT2113	RT2114	RT2137	RT2138	RT2140	RT2154
RT2155	RT2156	RT2157	RT2158	RT2159	RT2160
RT2161	RT2162	RT2163	RT2164	RT2165	RT2166
RT2168	RT2173	RT2175	RT2178	RT2180	RT2181
RT2182	RT2183	RT2184	RT2186	RT2188	RT2189
RT2196	RT2197	RT2198	RT2199	RT2201	RT2206
RT2207	RT2210	RT2211	RT2212	RT2252	RT2255
RT2257	RT2260	RT2261	RT2285	RT2286	RT2287
RT2290	RT2291	RT2335	RT2343	RT2347	RT2348
RT2349	RT2352	RT2353	RT2354	RT2355	RT2360
RT2361	RT2362				

P&WC Proprietary information. Subject to the restrictions on the parts of the contract.
Oct 19/2015 The export control classification with respect to this document is contained on the back or the front.
Revision No. 1: Oct 30/2015

PW100-72-21880
Page 8 of 9

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

P&WC S.B. No. 21880R1

TURBOPROP ENGINE
AUTOFEATHER CONTROL UNIT - REPLACEMENT/MODIFICATION OF

4. Appendix (Cont'd)

TABLE 2. Autofeather Control P/N 30048-0000-21

AFU Serial Numbers					
RT0773	RT1594	RT1942	RT1943	RT1944	RT1953
RT1954	RT2037	RT2038	RT2039	RT2040	RT2041
RT2042	RT2110	RT2111	RT2112	RT2147	RT2148
RT2149	RT2150	RT2151	RT2216		

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of this letter.
Oct 19/2015 The export control classification with respect to this document is contained on the back of this letter.
Revision No. 1: Oct 30/2015

PW100-72-21880
Page 9 of 9

附錄十四 以飛航資料分析自動駕駛之解除

根據 ATR 原廠所提供之文件，可在以下的狀況以手動或自動方式解除自動駕駛（AP）與偏航阻尼器（YD）：

手動解除：

- M1. 按下位於控制盤上之 AP 快速解除按鈕，此動作只會解除 AP，YD 仍保持接通。
- M2. 第二次按下位於 FGPC 控制板上之 AP 按鈕，此動作只會解除 AP，YD 仍保持接通。
- M3. 按下位於 FGPC 控制板上之 YD 按鈕，此動作會解除 YD，接著 AP 也跟著解除。
- M4. 按下位於油門手柄上之 GA 按鈕，此動作只會解除 AP，YD 仍保持接通。飛航導引（FD）模式會成為 GO AROUND 及 HDG HOLD 模式。高度取得模式之準備階段仍保持。
- M5. 操作備用或正常使用之俯仰配平，此動作只會解除 AP，YD 仍保持接通。
- M6. 在方向舵踏板踩下 30 daN 之力，此動作會解除 YD，接著 AP 也跟著解除。
- M7. 操作控制桿之力 10 daN（上或下），此動作只會解除 AP，YD 仍保持接通。

自動解除：

- A1. 在啓動抖桿時，AP 自動解除。
- A2. 在下面任何一種情況發生錯誤時，AP 自動解除：

A2.1 AP內部輸入迴路（包含ADC及AHRS不匹配偵測）之監測

A2.2 AP內部指令迴路之監測

A2.3 AP致動器之監測

A2.4 上電安全測試

以上任一情況只會解除AP，YD仍保持接通。

A3. YD接通邏輯之條件失去時，AP和YD都會自動解除。

從飛航資料可得知以下AP與YD解除之狀況，兩次自動駕駛解除(AP Disc n°1及AP Disc n°2)，三次偏航阻尼器解除(YD Disc n°1、YD Disc n°2及YD Disc n°3)，詳如附圖，分析如下：

AP Disc n°1：手動解除

FDR無直接的參數可以直接記錄第一次之AP解除為手動或自動。但是根據自動解除之邏輯，利用FDR記錄的參數可以排除一些狀況，以確認可能的情形。

根據FDR解讀文件(ATR service letter no. ATR72-31-6010, V4)，此FDR記錄有關自動駕駛與飛航導引之系統狀態參數FD Alert及AFCS FMA Message之說明如下：

- "FD Alert" (CAC1 and CAC2) record 1 = FD MODE CHG, 2 = ATT INVALID, 3 = ADC INVALID, 4 = HDG INVALID, 5 = NAV INVALID, 6 = Reserved (CHECK T/O SPD), 7 = CHECK NAV SRC, 8 = ALT OFF, 9 = STEEP APP.
- "AFCS FMA Messages" (CAC1 and CAC2) record 1 = AP/YD DISENG, 2 = AP DISENG, 3 = YD DISENG, 4 = CAT2 INVALID, 5 = CAT3 INVALID, 6 = AP/YD INVALID, 7 = AP INVALID, 8 = CHECK SPD HLD, 9 = AP INHIB, 10 = YD INHIB, 11 = SPD HLD INHIB

檢視於AP於1052:40時解除，當時相關自動駕駛系統之FDR資料如下：

- AP解除，YD仍保持接通；

- 無抖桿啓動之紀錄；
- 無 ADC INVALID 及 ADC FAIL 之紀錄；
- 無 ATT INVALID、HDG INVALID 及 AHRS FAIL 之紀錄；
- 無 AP INHIBIT 及 AP INVALID 之紀錄；且
- AP 於 1053:48 時再次被接通，並保持接通 8 秒鐘。

如 FCOM 1.04.10 所述，當 AFCS 系統內部失效會禁止接通 AP/YD 時，FMA 會顯示「AP/YD INVALID」或「AP INVALID」之訊息。在 AFCS 系統外部失效或有狀況時，當嘗試要接通 AP 或 YD 時，FMA 會顯示「AP INHIBIT」或「YD INHIBIT」之訊息。檢視 FDR 之資料，顯示 AP 在 1052:40 解除時無「AP INVALID」及「AP INHIBIT」之訊息。

有關 AP 自動解除，以下無任何一項可能被啓動：

- 當時無抖桿啓動之紀錄，除排項目 A1 (AP 是因為啓動抖桿而自動解除) 。
- 當時只有 AP 被解除，YD 仍保持接通，排除 A3。
- 當時無 ADC 或 AHRS 之故障或無效之紀錄，因此 AP 不是因為內部輸入迴路（包含 ADC 及 AHRS 不匹配偵測）之監測到錯誤而啓動，排除 A2.1 。
- 此航班無 AP INHIBIT 之紀錄，若發生 AP 內部指令迴路之監測錯誤，會導致自動解除，且將會使 AP 禁止再接通。但 AP 曾經又再次被接通，因此排除 A2.2。
- 此航班無 AP INVALID 之紀錄，若致動器之實際位置與自動駕駛之指令不符，會導致 AP 失效而自動解除，這些狀況例如遭遇劇烈的亂流，控制面板的移動可能不是來自 AFCS 的指令，FDR 資料顯示，當時並未遭遇這種情況，且無 APINVALID 之紀錄。因此 AP 之解除，並非因為 AP 致動

器之監測發現錯誤，排除 A2.3。

- 飛機離地後不久，AP 即被接上正常使用，無上電安全測試失效的問題，排除 A2.4。

有關手動解除，資料顯示可能只有項目 M1 或 M2 被執行，說明如下：

- 當時只有 AP 被解除，YD 仍保持接通，排除 M3 及 M6。
- 系統當時無重飛之狀況，排除 M4。
- 當時無任何狀況與操作俯仰配平有關之行為，排除 M5。
- 控制桿無施力之紀錄，排除 M7。

綜上所述，AP 第一次被解除 (**AP Disc n°1**) 只可能是由手動操作以下之動作：

- M1：按下位於控制盤上之 AP 快速解除按鈕，或
- M2：第二次按下位於 FGPC 控制板上之 AP 按鈕。

YD Disc n°1: 手動解除

根據 FDR 記錄參數 RUDPF 之資料顯示，第一次 YD 被解除時，在方向舵踏板出現 30daN 的力，因此，YD Disc n°1 是手動解除。

AP Disc n°2: 自動解除

根據 FDR 記錄參數，第二次 AP 被解除時，出現抖桿啓動之紀錄，AP Disc n°2 是自動解除。

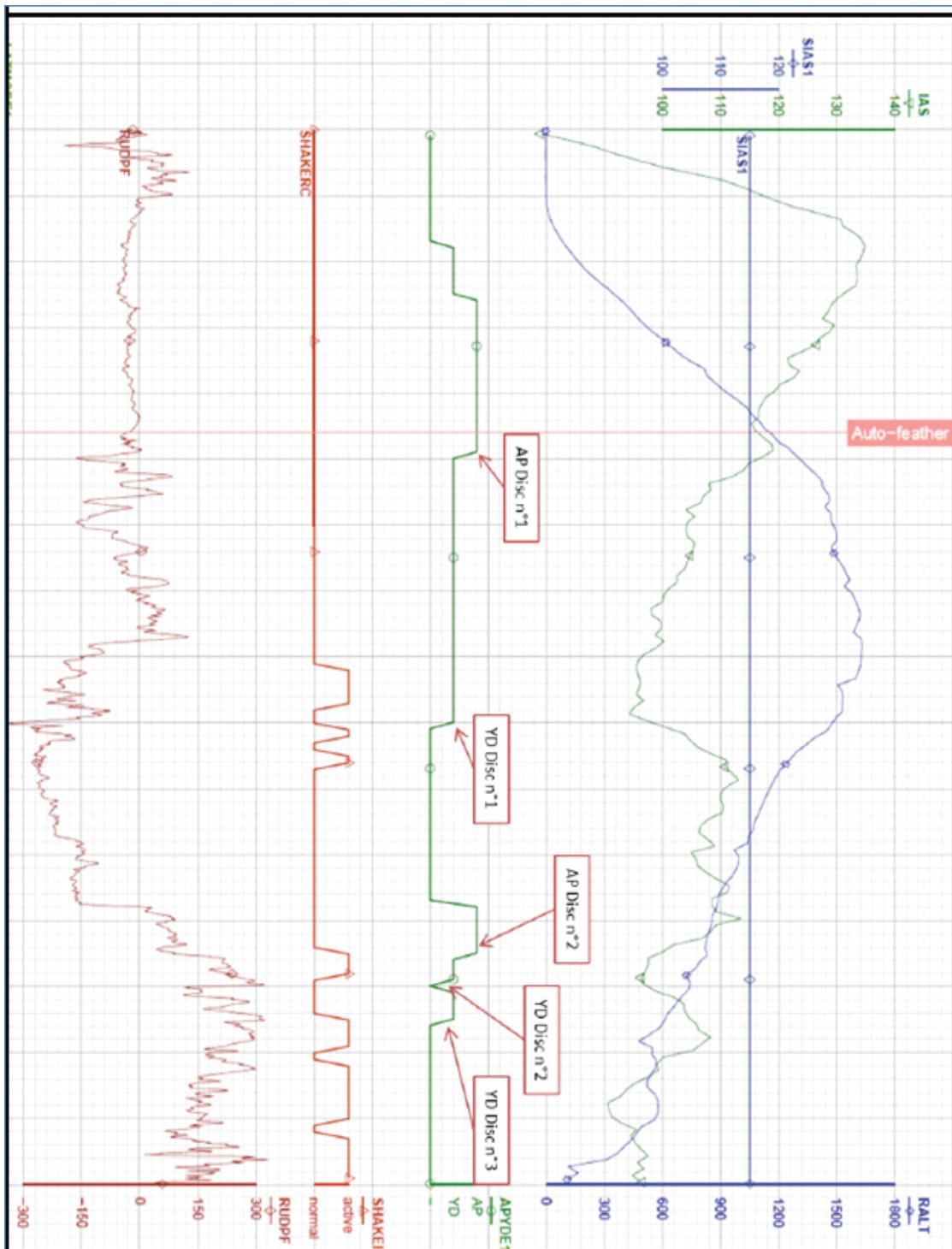
YD Disc n°2: 手動解除

根據 FDR 記錄參數 RUDPF 之資料顯示，第二次 YD 被解除時，在方向舵踏板出現 30daN 的力，因此，YD Disc n°2 是手動解除。

YD Disc n°3: 手動解除

根據 FDR 記錄參數 RUDPF 之資料顯示，第三次 YD 被解除時，在方向舵踏

板出現 30daN 的力，因此，YD Disc n° 3 是手動解除。



本頁空白

附錄十五 調查報告草案之回復意見

- 附錄十五-1 法國 BEA 對調查報告草案之回復意見
- 附錄十五-2 加拿大 TSB 對調查報告草案之回復意見
- 附錄十五-3 美國 NTSB 對調查報告草案之回復意見
- 附錄十五-4 交通部民用航空局對調查報告草案之回復意見
- 附錄十五-5 復興航空公司對調查報告草案之回復意見

附錄十五-1 法國 BEA 對調查報告草案之回復意見



Le Bourget, 20 June 2016

Aviation Safety Council
11F, N°200, Sec 3, Bexing Rd, Xindian District
New Taipei City 231
Taiwan (ROC)

N°001880 /BEA/I

Subject: Comments on Final Report related to the accident that occurred to ATR72 registered B-22816 operated by Transasia Airways

Yr/ref: ASC-AOR-16-06-001

Copy: ATR-EASA

Dir Sir,

Thank you for giving us the opportunity to review and comment the final report on the aforementioned accident.

I would like to congratulate the ASC on conducting a very thorough investigation that resulted in a comprehensive and excellent report. The report gives an accurate description of the circumstances leading to the event and is fully in line with the BEA's understanding.

I have reviewed the version of the draft final report provided on 3rd June 2016, with my technical advisors and have no comment.

Best regards,

Senior Safety Investigator
Yann Torres
French accredited representative

Aéroport du Bourget
Zone Sud – Bâtiment 153
10 rue de Paris
93352 Le Bourget Cedex
France
Tél. : +33 1 49 92 72 00
Fax : +33 1 49 92 72 03
www.bea.aero

附錄十五-2 加拿大 TSB 對調查報告草案之回復意見

TransAsia GE235 Draft Report Comments

寄件者 : Chapman, Earl <@tsb-bst.gc.ca> ;
收件者 : wang <@asc.gov.tw> <wang@asc.gov.tw> ;
副 本 : A15F0015 <@bst-tsb.gc.ca> ;
時 間 : Wed, 6 Apr 2016 15:23:21 +0000
附 件 : 2 個檔案 (A15F0015 - TC Represenation.pdf [78.5 KB] , ASC - Final Draft ...irways B-22816.pdf [338.1 KB])

Hello Thomas,

I have just returned to the office from another accident investigation. I received the final comments from Transport Canada on March 31 while I was away, so I am only now able to compile them with the comments from P&WC.

Regardless, please find attached, the comments from both P&WC and Transport Canada for whatever action you deem appropriate. A formal State Comments Letter will follow.

Best regards,

Earl Chapman

Senior Technical Analyst / Systems and Engineering Sciences
Transportation Safety Board of Canada / Government of Canada
@tsb-bst.gc.ca / Tel: 613-990- / TTY: 819-953-

Analyste technique principal / Systèmes et sciences de l'ingénierie
Bureau de la sécurité des transports du Canada / Gouvernement du Canada
@bst-tsb.gc.ca / Tél.: 613-990- / ATS: 819-953-

附錄十五-3 美國 NTSB 對調查報告草案之回復意見



National Transportation Safety Board

Washington, D.C. 20594

Office of Aviation Safety

March 23, 2016

Mr. Thomas Wang
IIC, GE235 Occurrence Investigation
Aviation Safety Council, Taipei, Taiwan
TransAsia Airways ATR72-600, February 4, 2015

Dear Mr. Wang:

NTSB staff have reviewed the draft final report pertaining to TransAsia Airways flight GE 235, an ATR72-600, registration B-22816, and has no additional comments to those provided in November 2015.

I have attached comments from my technical advisor, UTC Aerospace Systems.

Thank you for the opportunity to review the draft report.

Respectfully,

A handwritten signature in black ink, appearing to read "John".
John Lovell
U.S Accredited Representative

附錄十五-4 交通部民用航空局對調查報告草案之回復意見

本局根據國際飛安調查員協會（International Society of Air Safety Investigators，ISASI）飛安事故人為因素調查指引（Guidelines for Investigation of Human Factors in Accidents or Incidents），有關人為疏失為事故調查起點而非終點之概念，對本調查報告提出意見，避免報告有偏重於以處分或追究責任之虞。此外，系統設計理念可能影響人的不當作為，就 SHELL MODEL 有關人與硬體間互動之介面，應考量人之正常行為模式。因此，對飛航安全調查委員會 GE235 飛航事故調查報告提出有關異議，摘要如下：

一、根據原製造廠資料，自動順槳單元（AFU）間歇性接續不良之問題，大多與製造品質有關，本事故航空器於起飛滾行中，自動式起飛動力控制系統（以下稱 ATPCS）間歇式開啓、關閉，並導致起飛後發生非控制性自動順槳（Uncommand Auto-Feather）情形，至 2017 年始有軟體最終解決方案，未見調查報告中要求原廠提出積極解決方案。

二、於本事故發生前，ATR 原廠未針對類此事件提醒航空公司採取作為或加強相應訓練要求。此外，現行模擬機也無法有效呈現此類異常狀況執行相應訓練。

三、根據歐洲初始適航認證規範，飛機容許 2 秒緩衝執行發動機失效相關操作。事故機起飛後之非控制性自動順槳，於此關鍵時刻之 FDR 記錄二號發動機扭力參數，相反於正常自動順槳時顯示予飛航組員發動機扭力參數，建議貴會於報告中說明飛航組員可能面臨之內外部之視覺及體感變化，是否造成正駕駛員誤判，並客觀評估不同飛航組員於類似情境下之正常應變（Human Performance）。

四、有關事故機之自動駕駛系統隨後斷開之節，經本局以模擬機模擬當時情況執行測試後發現，自動駕駛系統為自動斷開，並非由飛航組員解除。基於前述 ATPCS 異常及過往模擬機訓練經驗，飛航組員也有可能不再主動接回自動駕駛系統。

五、飛航組員誤收一號發動機油門，對於二發動機仍能正常運作並不知情，自動飛航導引系統判定無法再提供指引，於飛機於可能失速情況下，仍持續提供保持仰角之「Pitch Hold」不當指示，未見於報告中有所說明。

六、本案 2 號發動機發生自動順槳時，因 FDR 記錄飛機系統之前述情境，造成超過飛航組員之工作負荷，亦為正駕駛員誤關發動機原因之一，尚不宜以單純之人為疏失或訓練不足論斷。

七、飛航組員於事故發生前對於非控制性自動順槳有關之資訊不足，模擬機亦無法完整模擬發動機失效之現象，加上系統設計理念問題而發生人為疏失情事，為錯誤鏈（Chains of Error）導致事故之典型。

基於前述事實，本局乃對貴會「復興航空公司 GE235 飛航事故調查報告」提出意見回復表（如下）。另外，於 GE235 飛航事故後，本局除積極參與調查外，亦已根據事故原因擬訂短、中、長期飛安策進具體事項，督導復興航空及其他國籍航空公司採取作為，提昇整體飛航安全，有關之作為請貴會納入調查報告。

頁數/章節/ 段落/行數	調查報告草案內容	建議修正	理由
//2/1	<p>本次事故歸因於許多因素，最後航機因失速而失去控制。在航機起飛後初始爬升階段，二號發動機自動順槳單元（AFU）與扭力感測器間出現扭力訊號不連續的狀況，因而啓動自動起飛動力控制系統（ATPCS）程序，致使二號發動機螺旋槳自動順槳。飛航組員並未確實執行手冊內規範之不正常與緊急程序以辨識該故障，亦未依程序執行改正措施，以致操控駕駛員誤收回仍正常運作中的一號發動機油門，最終並誤關該發動機。航機在初始爬升階段喪失動力及在操控駕駛員之不當操作下，發生多次包括控制桿抖桿與推桿的失速警告。一號發動機被誤關後，飛航組員未能及時查覺兩具發動機動力皆喪失，並及時重新啓動一號發動機，亦未針對失速警告做出迅速且有效的處置。在重新啓動發動機過程中，航機失速且高度持續下降。在撞擊地面前，航機的高度不足，已無法及時成功啓動發動機，挽回航機失控狀態。</p>	<p>本次事故歸因於許多因素，最後航機因失速而失去控制。在航機起飛後初始爬升階段，二號發動機自動順槳單元（AFU）與扭力感測器間出現扭力訊號不連續的狀況，因而啓動自動起飛動力控制系統（ATPCS）程序，致使二號發動機螺旋槳自動順槳。於首次主警告聲響作動期間，飛航組員所能察覺圖示發動機各項參數，特別是扭力項目，FDR 記錄與模擬機訓練及實際發生發動機失效之發動機圖示畫面，或甚至是在 2 號發動機自動順槳前，FDR 紀錄呈現扭力狀態與正常 ATPCS 之 UPTIRM 作動相反，2 號發動機 TQ 反而高於 1 號發動機 10% 左右，若分析此發動機線路異常狀態所呈現之數據、視覺與體感變化，將增加機會釐清三位飛航組員，特別是當班機長判定 1 號發動機失效，乃續行相關處理作爲而未被其餘組員指正（附註 1），飛航組員並未確實執行手冊內規範之不正常與緊急程序以辨識該故障，亦未依程序執行改正措施，飛航組員階段性以致操控駕駛員誤收回仍正常運作中的一號發動機油門後，並誤關該發動機。飛航組員航機在初始爬升階段即失去對</p>	<p>附註 1：GE235 事故前，ATR 原廠未對 Uncommand Auto Feather 的程序及現象做任何說明，直到事故發生後的 2015 年 4 月才發佈 OEB。事實上，從 2005 年起至 2014 年止 ATR 機型之 AFU 所造成之 Uncommand Auto Feather Events 共計 54 件，但是 ATR 原廠未針對此類事件提醒航空公司航務部門任何處置或是相關訓練因應作為；由於飛航組員未曾接受過 Uncommand Auto Feather 模擬機訓練及地面學科，以致於當狀況發生時飛航組員無法有效於第一時間辨別情況且按照程序處置。</p> <p>附註 2：</p> <p>在發動機信號線路系統故障所造成情境，飛航組員未曾做過此類假性發動機失效之模擬機訓練，ATR 原廠亦未正式提供飛航組員如何適當處理同類緊急狀況之書面建議，導致飛航組員不可能知悉二號發動機動力仍可恢復，且在啓動 ATPCS 功能的關鍵兩秒間 FDR 所記錄扭力數據相反於正常發動機失效扭力參數畫面，若分析此發動機線路異常狀態所呈現之數據、視覺與體感變化，將增加機會釐清機長誤關一號發</p>

	<p><u>失雙發動機動力的掌控權及在操控駕駛員之不當操作下，致發生多次包括控制桿抖桿與推桿的失速警告。一號發動機被誤關後，造成動力全部喪失狀態，飛航組員又無法得知二號發動機動力仍可立即恢復，且在諸多干擾因素下，已不可能飛航組員未能及時查覺兩具發動機動力皆喪失，並及時重新起動一號發動機，亦未針對失速警告做出迅速且有效的處置（附註 2）。</u>在重新啓動發動機過程中，航機失速且高度持續下降。在撞擊地面前，航機的高度不足，已無法及時成功啓動發動機，挽回航機失控狀態。</p>	<p>動機而造成動力全部喪失狀態的關鍵因素。 於執行重新起動一號發動機前，飛機持續下降高度進入高人口密度住宅區，且飛航導引之俯仰顯示 Pitch Hold 指示都與自動防止失速之動作相反，造成混淆，嚴重干擾飛航 //2/1 組員，此時對外有地障顧慮，又值更換通訊頻率時期，對內失速等各式警告聲響不斷，當下飛航組員的工作負擔恐難以想像。於此狀況下 Pitch Hold 的誤導，飛航組員事先並未受過任何訓練，且未被告知，一旦發生，飛航組員未必都能即時處置，遑論在當時之處境，組員不僅得疲於各種警告，又得忙著處置雙發動機失去動力的問題，飛航組員已不可能針對失速警告做出迅速且有效的處置。</p>
//3/1	<p>飛航組員如能優先穩定航機飛航路徑，正確地判斷動力系統故障係因二號發動機失去動力後，再依程序執行起飛時二號發動機熄火因應措施，應可避免本次事故之發生。</p>	<p>飛航組員如能事先接受二號發動機螺旋槳非控制自動順槳之訓練，或可正確地判斷動力系統故障，確認二號發動機自動順槳後，再執行起飛時二號發動機熄火螺旋槳非控制自動順槳的標準作業程序，本次事故應可避免（附註 3）。如能優先穩定航機飛航路徑，正確地判斷動力系統故障係因二號發動機失去動力後，再依程序執行起飛時二號發動機熄火因應措施，應可避免本次事故之發生。</p> <p>附註 3： 當飛航組員遭遇 Uncommand Auto Feather 時，於判別發動機失效的第一瞬間，FDR 所記錄扭力數據相反於正常 UPTTRIM 作動之發動機參數圖示畫面，調查報告未分析此發動機線路異常狀態所呈現之數據、視覺與體感變化，是否造成相反而於正常發動機失效之反側向加速力，以致混淆矛盾之視覺乃至於體感知覺情境，導致飛航組員於事故起飛階段初期，乃至於後</p>

		期諸多 FMA 及失速警告訊號下，已無暇再次確認相反於 ATPCS 作動期間所呈現之資訊，作出動力系統何者故障之正確判斷程序。唯有改正該 ATPCS 避免接收錯誤訊號之誤作動，符合其所取得之適航條件，方可避免模擬機目前不可能模擬的同類假性發動機失效之訓練，或可能避免本次事故。
與可能肇因有關之調查發現/(二)	<p>在起飛滾行初期，飛航組員發現自動起飛動力控制系統 (ATPCS) 之備動燈號未亮起時，未放棄起飛。</p> <p>復興未將 ATR72-600 型機於起飛時遭遇自動起飛動力控制系統 (ATPCS) 未備動情況，飛航組員須放棄起飛之要求，明確規範於相關指令、程序及組員通告等公司政策文件中。</p> <p>在二號發動機發生非控制自動順槳後，飛航組員於採取動作前未執行故障識別程序，造成操控駕駛員對推力系統故障特徵與辨識的混淆，並將正常運作中的一號發動機推力降低。</p> <p>飛航組員未遵守復興 ATR72-600 型機不正常與緊急狀況之標準作業程序，執行起飛時單發動機熄火之程序，結果造成操控駕駛員收回正常運作之發動機油門，並誤關該發動機。</p>	<p>在起飛滾行初期，飛航組員發現自動起飛動力控制系統 (ATPCS) 之備動燈號未亮起時，未立即放棄起飛，於後續起飛階段 ATPCS 備動燈號再度正常亮起，造成飛航組員續行起飛作業。</p> <p>復興 ATR 原廠對於 ATR72-600 型機於起飛地面上滾行階段時遭遇自動起飛動力控制系統 (ATPCS) 未備動情況，數據相反於正常發動機失飛航組員須放棄起飛之要求，未明確規範於相關指令、程序及組員通告等公司政策文件中制定相應程序以提供各公司飛航組員參考。</p> <p>在二號發動機發生非控制自動順槳作動前，後，雖經飛航組員於採取動作前未執行故障特徵與辨識的混淆識別 (CVR 中可聽見)，但 FDR 記錄二號發動機瞬間扭力值卻比一號發動機還高，若分析此發動機線路異常狀態所呈現之數據、視覺與體感變</p> <p>附註 2：在發動機信號線路系統故障所造成情境，飛航組員未曾做過此類假性發動機失效之模擬機訓練，ATR 原廠亦未正式提供飛航組員如何適當處理同類緊急狀況之書面建議，導致飛航組員不可能知情二號發動機動力仍可恢復，且在面滾行階段時遭遇自動起飛動力控制系統 (ATPCS) 未備動情況，數據相反於正常發動機失效呈現扭力參數畫面，若分析此發動機線路異常狀態所呈現之數據、視覺與體感變化，將增加機會釐清機長誤關一號發動機而造成動力全部喪失狀態的關鍵因素。</p> <p>於執行重新起動一號發動機前，飛機持續下降高度進入高人口密度住宅區，且飛航導引之俯仰顯示 Pitch Hold 指示都與自動防止失速之動作相反，造成混淆，嚴重干擾飛航 //2/1 組員，此時對外有地障顧慮，又值更換通訊頻</p>

<p>事故航機因於初始爬升階段喪失發動機推力及操控駕駛員操作不當，以致產生一連串包括控制桿推桿之失速警告。飛航組員對於失速警告未採取及時有效之反應。</p>	<p>化，將增加機會釐清為何操控駕駛員對推力系統故障特徵與辨識的混淆，並將正常運作中的一號發動機推力降低。</p>	<p>率時期，對內失速等各式警報聲響不斷，當下飛航組員的工作負擔恐難以想像。於此狀況下 Pitch Hold 的誤導，飛航組員事先並未受過任何訓練，且未被告知，一旦發生，飛航組員未必都能即時處置，遑論在當時之處境，組員不僅得疲於各種警報，又得忙著處置雙發動機失去動力的問題，飛航組員已不可能針對失速警告做出迅速且有效的處置。</p>
<p>飛航組員未及時發現兩具發動機皆喪失推力，並重新啓動發動機予以改正。於飛航組員重新啓動發動機時，該機失速且高度過低，已無法挽回航機失控狀態。</p>	<p><u>飛航組員未遵守復興 ATR72-600 型機異常與緊急狀況之標準作業程序，執行起飛時單發動機熄火之程序，FDR 所記錄二號發動機發生非控制自動順漿瞬間參數與正常發動機失效呈現扭力參數畫面相反，ATR 原廠卻未發佈發動機非控制自動順漿之異常/緊急程序以供飛航組員依循，結果造成操控駕駛員收回正常運作之發動機油門，並誤關該發動機。報告中未分析此一期間發動機線路異常狀態，釐清操控駕駛員辨識混淆，收回正常運作之發動機油門，並誤關該發動機相關因素。</u></p>	<p>事故航機因於初始爬升階段喪失發動機推力及操控駕駛員操作不當，以致產生一連串包括控制桿推桿之失速警告。飛航組員對於失速警告未採取及時有效之反應（建議刪除，如附註 2）。</p>

		低，已無法挽回航機失控狀態。
與風險有關之調查發現 / (一)	1. 發動機製造廠為控制發動機製造廠為控制發動機製造廠為控制自動順漿單元(自動順漿單元(自動順漿單元(AFU)電路間歇性訊號不連續之問題，續之問題，曾發出技術通報曾發出技術通報曾發出技術通報(SB)建議間隔建議間隔12,000飛時執行AFU之檢查以解決老化所造成電路問題。本之檢查以解決老化所造成電路問題。本調查案中之兩具AFU分別在1,624飛時及1,206飛時失效，顯示造成電路顯示造成電路間歇性訊號不連續，除了與老化有關，可能還其他與老化有關，可能還其他與老化有關，可能還有其他之前未被發現的問題。本事未被發現的問題。本事未被發現的問題。本事故前，發動機製造廠針對解決此問題所發出之技術通報其成效仍有不足。製造廠已改良AFU以改善本案調查所發現的問題，生產線上之發動機已採用此新的產品。製造廠亦發布另一項換裝新品的技術通報。	<p><u>發動機製造廠為控制發動機製造廠為控制發動機製造廠為控制自動順漿單元(自動順漿單元(自動順漿單元(AFU)電路間歇性訊號不連續之問題，續之問題，曾發出技術通報曾發出技術通報曾發出技術通報(SB)建議間隔建議間隔12,000飛時執行AFU之檢查以解決老化所造成電路問題。本之檢查以解決老化所造成電路問題。本調查案中之兩具AFU分別在1,624飛時及1,206飛時失效，顯示造成電路顯示造成電路間歇性訊號不連續，除了與老化有關，可能還其他與老化有關，可能還有其他之前未被發現的問題。本事未被發現的問題。本事未被發現的問題。本事故前，發動機製造廠針對解決此問題所發出之技術通報其成效仍有不足。製造廠已改良AFU以改善本案調查所發現的問題，生產線上之發動機已採用此新的產品。製造廠亦發布另一項換裝新品的技術通報。自動順漿單元(AFU)間歇性接續不良之問題，大多與製造品質有關。本事故前，發動機製造廠所採取對應AFU間歇性接續不良之</u></p> <p>附註 4：</p> <p>1. 事故機上所使用之AFU，使用時數為1624小時，使用未超過一年。另2/21 GE507航機發生非預期順漿事件上所使用之AFU，也使用未超過一年。二者故障檢修均確認為內部電路板接觸不良，與老化因素無關。</p> <p>2. 依據PWC提供之資料，AFU造成空中關車之次數自2011年11月至2015年5月期間共計25次(附件一)，2010~2014UncommandAutofeather共37次，經PWC故障分析，內部電路板接觸不良為主因(附件二)，製造品質不佳為肇因。</p> <p>3. 於事件調查過程中，本局發現事故機及後續2月21日發生同樣非預期性自動順漿之AFU生產序號相近，質疑應為同一批次生產之產品，除要求原廠應認故障肇因外，也應針對批次生產之AFU提出調查。PWC完成故障調查，內部電路板接觸不良為肇因，於2015年10月19日發布之AFU SB(PW100-72-21880)第0版，要求於一定期限內針對特定序號共計134顆AFU執行檢查並更換內部接線；該SB持續發布修訂版，第1版AFU數量增加至156顆，至2016</p>

		<p>措施成效不足。於本案調查過程中，製造廠於完成 AFU 故障調查後，發布服務通告，針對特定序號之 AFU 於一定期限內完成更換接頭排線。製造廠已重新設計新型之 AFU，預計 2017 年才會完成。(附註 4)</p>	<p>年 2 月 4 日已進版至第 3 版，AFU 數量增加至 492 顆，每次改版之說明均為增加受影響之 AFU 序號，應為批次生產品質不良。</p> <p>4.PWC 原廠提供給客戶之簡報資料，已針對 AFU 內部線路進行重新設計，並進行測試中，預計 2017 年將發布 AFU 改良之 SB。</p>
與風險有關之調查發現 / (二)	2. 操控駕駛員於發生主警告聲響後即解除自動駕駛，不但增加操控駕駛員後續之工作負荷，且降低其評估與處置緊急狀況之能力。	<p>2. 操控駕駛員於發生主警告聲響後即解除自動駕駛，不但增加操控駕駛員後續之工作負荷，且降低其評估與處置緊急狀況之能力。</p>	模擬機測試此狀況下，自動駕駛儀是自動跳掉，並非由飛航組員解除。
與風險有關之調查發現 / (三)	<p>6. 復興採用之 ATR72-600 型機之差異訓練課程，雖符合歐洲航空安全署 ATR72 作業評估委員會之報告，亦經民航局核准，惟仍可能不足以確保其飛航組員皆能勝任該型機於所有正常程序，及不正常狀況下之操作。</p> <p>7. 正駕駛員 A 之 ATR72-600 型機差異訓練紀錄顯示，該員對於起飛階段單發動機失效處置可能需要更多的訓練。復興若能有適當之航務管理及/或品保人員妥善保存及評估這些差異訓練紀錄，復興或許還可有機會檢視正駕駛員 A 對於單發動機失效之緊急處置能力。</p> <p>8. 正駕駛員 A 於本事故之表現與其訓練紀錄所記載的弱項相符：在處置不正</p>	<p>復興採用之 ATR72-600 型機之差異訓練課程，雖符合歐洲航空安全署 ATR72 作業評估委員會之報告，亦經民航局核准，惟仍可能不足以確保所屬飛航組員皆能勝任該型機於所有正常及異常狀況下之操作。</p> <p>正駕駛員 A 之 ATR72-600 型機差異訓練紀錄顯示，該員對於起飛階段單發動機失效處置可能需要更多的訓練。復興若能有適當之航務管理及/或品保人員妥善保存及評估這些差異訓練紀錄，復興或許還可有機會檢視正駕駛員 A 對於單發動機失效之緊急處置能力。</p> <p>正駕駛員 A 於本事故之表現與其 ATR72-600 型機差異訓練紀錄所記載的弱</p>	

	<p>常及/或緊急狀況時一直有困難，包括起飛階段單發動機失效及單發動機操作。但是復興未能有效地處理此一明顯又迫切的飛安風險。</p>	<p>項相符；在處置異常及/或緊急狀況一直有困難， 包括起飛階段單發動機失效及單發動機操作須加強。但是復興未能有效地改善此明顯又迫切的飛安風險。</p>	
與風險有關之調查發現 / (四)	<p>10. 本事故前復興發生的飛航事故，包括 GE222 在內之調查指出，復興飛航組員普遍存在不遵守標準作業程序之狀況，於本次事故發生時仍未改善。民航局雖於 GE222 飛航事故發生後對復興執行深度查核，並提出遵守標準作業程序之議題，惟民航局未能確保復興及時改善過去所指出之系統性安全問題，以降低潛在之安全風險。</p>	<p>本事故前復興發生的飛航事故，包括 GE222 在內之調查指出，復興飛航組員普遍存在不遵守標準作業程序之狀況，於本次事故發生時仍未改善。民航局雖於 GE222 飛航事故發生後對復興執行深度查核，並提出遵守標準作業程序之議題，惟民航局復興航空未能確保復興及時改善過去所指出之系統性安全問題，以儘量降低再次發生事故之風險。</p>	<p>貴會於 105 年 1 月 29 日甫公布 GE222 正式調查報告，在此之前貴會亦未提出有關復興航空相關問題。</p>
貳、改善建議/二	<p>1. 檢討對航空公司之監理措施，以確保能及時並有效地識別與改善安全缺失。 2. 實施一高度健全之監理程序，以確保航空公司能及時且有效地執行事故調查、查核及檢查作業所提供之改善措施。 3. 詳盡檢視對復興之監理業務，識別並確保已發現的作業安全缺失，包括飛航組員未遵守程序、未達標準之訓練作業，以及不符要求之安全管理等情況，能有效地改善。</p>	<p>檢討對航空公司之監理措施，以確保能及時並有效地識別與改善安全缺失。 (併入第 3 點) 實施一高度健全之監理程序，以確保航空公司能及時且有效地執行事故調查、查核及檢查作業所提供之改善措施。 詳盡檢視對復興之監理業務，識別並確保已發現的作業安全缺失，包括飛航組員未遵守程序、未達標準之訓練作業，以及不符合要求之尚未符合安全管理的等情況等，能有效地改善。</p>	

附錄 15-5 復興航空公司對調查報告草案之回復意見



復興航空
TransAsia

GE235 事件 復興航空陳述意見

報告人

復興航空



- 原條文 3.1.4

- 復興未將ATR72-600型機於起飛時遭遇自動起飛動力控制系統（ATPCS）未備動情況，飛航組員須放棄起飛之要求，明確規範於相關指令、程序及組員通告等公司政策文件中。

- 建議：刪除

- 理由：

TransAsia does have a policy in our FOM to guide the pilot to handle the system malfunction after engine started and before take off. See FOM attachment.

13.2.2 作業程序

故障發生時：

當飛機系統/組件發生故障或缺少某些次要機體零件且無法立即完成修護時，得依 MEL/CDL 的規定轉入延遲改正缺點(DD)項目延後予以修護，同時機長必須與機械員共同討論，最後由機長決定是否起飛。若遭遇操作限制、乘客處理或貨運處置之延遲改正缺點(DD)項目，MCC 應即時通知聯合管制中心，並附上電腦列印之最新 DD 管制表乙份，作為聯合管制中心飛機派遣、調度及飛航組員報到時簡報之參考依據。

機務人員必須將前述故障轉入延遲改正缺點 (DD)項目，並在機上的 DD 現況表 (TLB 夾檔中的黃卡) 中加入該故障項目，如該項目有 (o) 或 (m) 程序，則必須勾選 DD 現況表的

REMARKS / EXCEPTIONS 欄位上的相關選項，以提醒駕駛員及機械員。

簽派員必須檢視該項故障是否有影響飛航、乘客處理及貨運處理等限制，進而修改其飛航計畫或通知運務相關單位。

注意： 如果在後推至起飛前發現裝備故障：

- 若 **MEL** 程序要求該項目應由機務人員執行維護程序(有(m)符號)，則必須滑回，不得起飛。
- 若依 **MEL** 規定，認定航機仍可運作，且無需機務人員執行修復者，則可以繼續起飛。但若該項目有 (o) 符號，則飛航組員必須完成相關程序，並在可行的情況下通知聯管中心或可聯繫到的地面上單位後再繼續起飛。
- 若該故障未列於 **MEL** 中，則必須滑回，不得起飛。



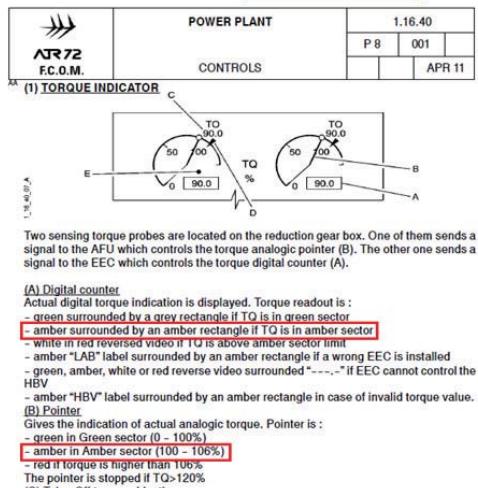
• 原條文3.1.5

- 在二號發動機發生非控制自動順槳後，飛航組員於採取動作前未執行故障識別程序，造成操控駕駛員對推力系統故障特徵與辨識的混淆，並將正常運作中的一號發動機推力降低。
- 建議：修改如下
- 3.1.5在二號發動機發生非控制自動順槳後，飛航組員因橘色扭力超速指示將一號發動機推力收回造成操控駕駛員對推力系統故障特徵與辨識的混淆故於採取動作前未執行故障識別程序。



- Reason:

According to ATR FCOM 1.16.40 and TNA simulator test, the TQ indication will change from green color to amber color.([show video](#))



At 10:52:35, ATPCS activated.

At 10:52:37, Engine 1 TQ indicated 100.9, the indication changed from normal green color to caution amber color.

At 10:52:38, Engine 1 TQ indicated 104.1, one second later, the pilot start to retard engine power lever to prevent engine 1 operated under caution condition.

TransAsia 復興航空

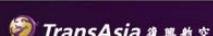
- 原條文 3.1.7

- 事故航機因於初始爬升階段喪失發動機推力及操控駕駛員操作不當，以致產生一連串包括控制桿推桿之失速警告。飛航組員對於失速警告未採取及時有效之反應。
- 建議：修改如下
- 3.1.7事故航機因於初始爬升階段喪失發動機推力及操控駕駛員按飛航導引飛行，以致產生一連串包括控制桿推桿之失速警告。

TransAsia 復興航空

• Reason :

1. According FDR and TNA simulator test flight, the pitch bar of the Flight Director went upward instead of downward to maintain selected IAS when pilot reduced No. 1 engine power. (Show video)
2. 原條文中 **The crew did not respond to the stall warnings in a timely and effective manner.** This conclusion is not analyzed in the report.



• **原條文3.2.2**

- 操控駕駛員於發生主警告聲響後即解除自動駕駛，不但增加操控駕駛員後續之工作負荷，且降低其評估與處置緊急狀況之能力。
- 建議：修改如下
- 3.2.2於發生主警告聲響後自動駕駛即解除，不但增加操控駕駛員後續之工作負荷，且降低其評估與處置緊急狀況之能力。



- Reason :

The FDR did not record the following
Automatic Disengagement parameters:

- 1.AP inner loops inputs
 - 2.AP inner loops commands
 - 3.AP actuators
 - 4.Power on Safety Tests detecting Fault
- And also cannot determine which pilot disconnected the autopilot.



- Recommendation :新增

- 4.1 致聯合技術航空系統公司

為釐清J2 排線於生產線上為何產生瑕疵之肇因，這其中可能涉及原料品質的因素、組裝程序適恰性的因素，或組裝程序達成度的因素，若無法明確指出問題所在，AFU的失效率不會降低，並可能造成更多維修上的負擔，甚至致命的飛航風險。



- Reason :

1. 調查結果指出，J2排線接觸不良，是觸發235事件的引因，而這也不單只發生在TNA機隊，這樣的結果可以說是宣布了早先做的各種提升AFU可靠度解決方案是失敗的，這樣的議題就這樣的存在了好幾年。
2. 根據SB21880（因GE235事件之後製造廠緊急發佈實施AFU召回修改的技術通報）發佈的現況，區分成幾個不同的層級，並且某批可能受生產線瑕疵影響的特定批次序號，已被要求特定時間內召回原廠做修正，目前此通報已經第五次改版，受影響範圍仍持續擴大中。



3. PWC預計在2017年能藉由AFU的改良設計，得以解決已知的組件失效問題。
4. 上述被提出這些所謂的「解決方案」都是建立在「改良」或者是「如何確保AFU能正確觸發ATPCS的功能」的討論範疇下，而非探研究生產線上的問題到底為何？這些錯誤為何會發生？
5. 製造廠在繼SB21880後，又將再發佈另一個技術通報，原因是已有數個目前經SB21880修改後最新購型的AFU於飛行線上失效，接下來要發佈的技術通報(SB)目標一樣是提升AFU可靠度。
6. 無論是實體構型或邏輯線圖架構的重新設計，還是接下來又有多少修正AFU構型的SB製造廠將要發佈，找出生產線上真正發生的問題，並加以改善，確保產品品質才是有效且有意義價值的改善作為及追求目標。



Unit 類別單位	Time\日期	History\歷史	Issue\文件編號	Description\敘述	Year 年份	Uncommand Autofeather 失調自動飛行	否正當 失調飛行累計
PRC	August 15, 2007	AFCU One time Inspection / Electrical connectors	SB 21742	AFCU失調飛行一次電接頭檢查	2005-2007	34 次	
ATR	June 1, 2010	Wiring/Connector Issue	NOD 6459	發動機電路接線及布線防護措施之追查	2008-2010	39 次	
PRC	December 14, 2010	U3 converter crack inspection / CMM TR73-01	SIL PW100-138	U3 變換器裂縫檢驗問題			
TIA	August 16, 2011	B-22812 No. 1 ENG ESN ED0089 Uncommand Autofeather			2011	19 次	
PRC	September 26, 2011	U3 converter inspection J1 J2 / SIL PW100-138 / TSM 77-12-00 information	SIL PW100-147	發動機變換器運作電平值AFCU追查			
PRC	October 29, 2012	Low Pass Filters	PVC SB 21822	AFCU跟進飛行失調修改，改善飛機要的飛流指 標並考慮飛行問題	2012	14 次	
PRC	May 12, 2014	J2 connector insufficient solder	PVC SB 21838R0	J2 接頭焊點不足問題	2013-2014	23 次	
PRC	July 18, 2014	J2 connector insufficient solder	PVC SB 21838R1	修改並割除系統			
TIA	February 4, 2015	B22816 No. 2 ENG ESN ED00913 Uncommand Autofeather					
TIA	February 21, 2015	B22806 No. 1 ENG ESN ED00821 Uncommand Autofeather					
PRC	April 29, 2015	J2 connector insufficient solder	PVC SB 21838R2	修改並割除系統	2015	16 次	
PRC	July 14, 2015	J2 connector / SB21880 information	PVC SIL PW100- 170R0				
PRC	October 10, 2015	Rigid-flex type J2 connector	SB 21880R0				
PRC	October 30, 2015	Rigid-flex type J2 connector	SB 21880R1				
PRC	November 3, 2015	J2 connector / SB21880 information	PVC SIL PW100- 170R2				
PRC	January 11, 2016	Rigid-flex type J2 connector	SB 21880R2				
PRC	February 4, 2016	Rigid-flex type J2 connector	SB 21880R3				
PRC	January 11, 2016	J2 connector / SB21880 information	PVC SIL PW100- 170R3				
ATR	June 17, 2016	Rigid-flex type J2 connector	ACM 42/J2/2015/010 issue3		2016	C/NX	
PRC	May 10, 2016	rigid-flex type J2 connector	SB 21880R4				
PRC	May 20, 2016	J2 connector / SB21880 information	PVC SIL PW100- 170R4				

 TransAsia 後異航空

Any questions is welcome !



飛航事故調查報告

中華民國 104 年 2 月 14 日，復興航空公司 GE235 班機，ATR72-212A 型機，國籍標誌及登記號碼 B-22816，於臺北松山機場東方 3 浬處失去控制墜毀於基隆河

編 著 者：飛航安全調查委員會

出版機關：飛航安全調查委員會

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 105 年 6 月（初版）

GPN：4910501704

ISBN：9789860497182

*本會保留所有權利。未經本會同意或授權不得翻印。



飛航安全調查委員會

231新北市新店區北新路3段200號11樓
電話：(02)89127388
傳真：(02)89127399
網址：<http://www.asc.gov.tw>

ISBN 978-986-04-9718-2

A standard linear barcode is positioned within a white rectangular box. The barcode represents the ISBN number 978-986-04-9718-2.

9 7 8 9 8 6 0 4 9 7 1 8 2

GPN:4910501704