



飛航事故調查報告

ASC-AOR-13-05-001

中華民國101年5月2日

復興航空公司GE 515班機

ATR-72型機

國籍標誌及登記號碼B-22810

於爬升過程中發生左發動機火警

飛
安

飛航事故調查報告

ASC-AOR-13-05-001

中華民國 101 年 5 月 2 日

復興航空公司 GE 515 班機

ATR-72 型機

國籍標誌及登記號碼 B-22810

於爬升過程中發生左發動機火警

本頁空白

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

中華民國飛航事故調查法第五條：

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

國際民航公約第 13 號附約第 3 章第 3.1 節規定：

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

本頁空白

摘要報告

民國 101 年 5 月 2 日，復興航空股份有限公司定期載客班機 GE515，機型 ATR72-212A，國籍標誌及登記號碼 B-22810，於 1749:54 時自臺北松山機場 10 跑道起飛，目的地為澎湖馬公機場。機上載有飛航組員 2 人、客艙組員 2 人及乘客 72 人，共計 76 人。

該機爬升通過高度 4,971 呎，駕駛艙主警告致動，不久後「ENG 1 FIRE」警告燈亦亮起，飛航組員將左發動機油門手柄收至 Flight Idle 位置，並向臺北近場臺申請雷達引導返航松山機場並獲臺北近場臺同意，飛航組員開始執行滅火程序，先後擊發左發動機兩顆滅火彈。

1806:16 時，臺北近場臺告知該機距機場 12 哩，指示其「右轉航向 070 度、下降保持 2,800 呎高度直到攔截左右定位台（Localizer）訊號、許可 10 跑道 ILS 進場」後交接給松山塔臺；1808:01 時起，該機增強型近地警告系統（Enhanced Ground Proximity Warning System，以下簡稱 EGPWS）警告致動，當時該機高度為 2,710 呎且持續下降中，松山塔臺隨即確認該機是否攔截進場航線並提醒該機偏左兩哩，後續並指示該機爬升保持 5,000 呎高度，以保持地障隔離及轉換波道至臺北近場臺，之後該機高度持續下降至 1,954 呎後開始爬升，爬升過程中，該機失速警告曾三度致動，臺北近場臺於 1810:57.4 時詢問該機是否確實保持目視，副駕駛員回覆已在雲中無法保持目視。該機駕駛艙於 1811:16.8 時至 1812:01.6 時再次先後發出增強型近地語音警告，於飛航組員 EGPWS 改正過程中，駕駛艙失速警告曾數次致動。正駕駛員於 1812:06.5 時提及可目視淡水河後爬升通過 5,009 呎，臺北近場臺重新引導該機執行松山機場 10 跑道 ILS 進場，於 1826:56 時落地，人員無傷亡。

本會於事故發生後，依法展開調查作業，邀請參與本次調查作業之機關（構）

包括交通部民用航空局、復興航空公司、加拿大運輸安全委員會、Pratt & Whitney Canada 發動機製造公司、法國航空事故調查局、ATR 飛機製造公司等。本會於民國 101 年 8 月 20 日召開完成本事故調查事實資料報告確認會議，本事故「調查報告草案」於民國 101 年 11 月 12 日完成，依程序於民國 102 年 1 月 8 日經本會第 7 次送委員會議初審修正後函送相關機關（構）提供意見，於民國 102 年 3 月 26 日經本會第 9 次委員會議審核通過後發布。

針對有關左發動機第 1 級動力渦輪轉子葉片口袋區域附近材料因鑄造過程中產生縮孔缺陷造成發動機火警問題，民國 100 年 7 月至 10 月期間，匈牙利、丹麥及義大利發生三起 ATR 42/72 飛機類似原因之重大意外事件，該三國調查單位對加拿大運輸部提出 2 項飛安改善建議，加拿大運輸部相關改善措施如下：

1. P&WC 預計於民國 102 年第 2 季修訂維修手冊，重新訂定 PW100 系列發動機第 1 級動力渦輪葉片之使用壽限；加拿大民航局發布 AD CF-2013-02，要求使用者依 P&WC SB 21823 服務通告內容，對民國 94 年至 99 年間製造生產之 PW100 系列發動機第 1 級動力渦輪葉片執行一次性檢查；P&WC 目前正重新檢視於引進加強型 X 光檢查方法後，所有檢驗過之第 1 級動力渦輪葉片，以找出可能因人為誤失而未能檢出之有缺陷葉片。
2. 除現有第 1 級動力渦輪葉片之 X 光檢查方法外，P&WC 將於民國 102 年第 2 季，於修訂維修手冊同時發布增加第 1 級動力渦輪葉片之超音波檢驗方法。

本事故調查經綜合事實資料及分析結果，獲得之結論共計 24 項，改善建議計 17 項，並發布期中飛安通告 1 項，分述如後：

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。其中包括：不安全作為、不安全狀況或造成本次事故之安全缺失等。

1. 左發動機第 1 級動力渦輪轉子 1 片葉片因鑄造過程問題，葉片口袋區域附近之材料產生縮孔缺陷，疲勞裂紋從葉片口袋區域附近材料之縮孔缺陷開始發展終致斷裂；葉片斷裂脫落後於動力渦輪段內部來回撞擊，造成其它第 1 級動力渦輪葉片、外罩、低壓渦輪罩損壞；因動力渦輪段轉子轉動不平衡所產生震動傳遞至 6、7 號軸承室，使固定於支架上之 6、7 號軸承回油管斷裂；大量滑油從斷裂口向後噴出，接觸高熱之發動機尾管後被引燃，造成發動機火警。(1.6.3, 1.14.1, 1.16.1, 2.1.1)

與風險有關之調查發現

此類調查發現係涉及飛航安全之風險因素，包括未直接導致本次事故發生之不安全作為、不安全條件及組織與整體性之安全缺失等，以及雖與本次事故無直接關連但對促進飛安有益之事項。

1. 飛航組員執行滅火程序時，因與航管通話及相互確認，致該程序於 3 分 19 秒時間執行完畢。(1.11.1、1.11.2、2.2.1)
2. 飛航組員於返航松山機場過程中未提及發動機火警及以單發動機飛航，亦未宣告緊急狀況，致管制員未完全瞭解該機當時情況，不利其判斷與規劃及協助。(1.1、1.18.6、2.2.2)
3. 飛航組員於發現發動機有問題時，未先作適當處置即匆忙要求回航；未做適當之飛航管理，使後續進場之工作負荷加重，影響飛航操作。(1.1、1.18.6.1、1.18.6.2、2.2.9)
4. 台北近場臺頒發 GE515 松山機場 10 號跑道進場許可時，飛航組員未立即 ARM APP MODE 且未設定正確的航道；飛航組員之後備動 LOC mode，同時左轉航向至 45 度，LOC 偏移量為 1.273 dots，且航機已穿越進場航道中心線，致未攔上 ILS。(1.1、1.11.1、1.11.2、2.2.4、2.2.6)

5. 飛航組員於航管許可下降至 2,800 呎後，未獲得新的航管許可或 GS MODE 致動之情況下，將預設高度改為 3,800 呎，取消 AFCS ALT HOLD MODE，航機將可能偏離航管許可高度及增加接近地障之風險。(1.11.1、1.11.2、2.2.3)
6. 事故前該機發動機狀況趨勢性能監控 (ECTM) 結果僅能監控巡航階段之馬力，發動機之保留起飛馬力 (RTO) 測試可達 100% 扭矩值，本次事故中，駕駛員操作右發動機油門手柄至 RAMP 位置時，扭矩輸出未達額定值，無法滿足飛航操作需求。(1.6.4.3、2.1.3)
7. 該機未能攔上松山 ILS10 進場航道及未能保持航管許可高度 2800 呎，引起後續 EGPWS 之警示及警告。(1.1、1.11.1、1.11.2、2.2.4、2.2.6)
8. 飛航組員執行復興 ATR FCTM EGPWS Mode 2 警告程序，將油門推至 RAMP 附近，並使航機仰起至 27 度爬升，進行地障避讓程序，導致航機後續出現若干次失速警告。(1.11.1、1.11.2、1.18.3、2.2.6)
9. 該機於 1811:09~1811:19 及 1811:37~1811:43 等二時段其指示空速曾低於 AFM 估算之失速空速。(1.11.1、1.11.2、2.2.6)
10. 遭遇 EGPWS Warning 時，飛機可能有各種不同外型，且須保持最大爬升梯度速度，非經原廠說明細節，飛航組員不易正確執行 ATR-72 飛航組員操作手冊中 EGPWS Mode 2 Warning Recovery 重飛程序。(2.2.6)
11. 飛航組員於發生 EGPWS Enhanced Mode 2 之警示及警告聲響時未立即爬升以獲得最大地障間隔，航機後續出現若干次失速警告及短暫操控異常狀況。(1.11.1、1.11.2、1.18.3、2.2.6)
12. 單發動機手控飛航時，飛航組員未適量使用方向舵調整片，將飛機調整妥當，造成航機操作上之困難。(1.1、1.11.2、2.2.5)
13. 復興航空 ATR-72 飛航組員訓練手冊中，EGPWS Mode 2 Warning Recovery 操

作程序為將飛機仰角帶至最大 25 度,飛機於低速、不同外形、發動機失效及其他不正常狀況下,有可能造成飛機進入失速狀態。(1.11.1、1.11.2、1.16.5、1.18.3、2.2.6)

14. 事故航班飛航組員部份標準呼叫未執行。(1.11.1、2.2.8)
15. 飛航組員未接受臨界速度操控之訓練。(1.5、2.2.6)
16. 該機第一次進場,管制員引導攔截最後進場航道頒發進場許可時,該機之空層高於下滑道。(1.11.2、2.3.1.1)
17. 近場臺管制員由 ASD 觀察該機一通過 localizer 五邊延長線即認為已攔上 ILS,事實上該機持續北偏,若當時能再觀察該機是否有右轉攔截 ILS 的趨勢,便能及早掌握該機的狀況。(1.18.6、1.18.7、1.18.8、2.3.1.2)
18. 近場臺管制員將航空器轉換至塔臺後,應持續監控至落地,但近場臺 ASD 不再顯示航空器之 ATMS 警示,致 ASD 無法主動提示管制員可能之潛在安全危機。(1.18.6、1.18.7、1.18.8、2.3.2)

其他調查發現

此類調查發現係屬具有促進飛航安全、解決爭議或澄清疑慮之作用者。其中部份調查結果為大眾所關切,且見於國際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之用。

1. 由飛航資料紀錄器資料顯示該機當時遭遇中度亂流 1808 時之後 GE515 偏航期間,該區域可能具有局部垂直風切現象,顯示該機當時遭遇中度至接近嚴重亂流。(1.7、1.11.1、1.18.6、2.2.4)
2. 飛航組員遭遇發動機失效等情形選擇返降時,未先討論及考慮機場附近地形與航機超越障礙之能力,妥善選擇返降機場。(1.1、1.11.1、2.2.7)

3. ATR 原廠 FCOM 及復興 FCTM 相關手冊中，未訂定 EGPWS Enhanced Mode 警示及警告之避讓操作程序。(1.18.8、2.2.6)
4. 近場臺管制員提供安全警示時未使用標準術語。(1.18.6、1.18.7、2.3.2)
5. 民航局飛航服務總臺於民國 100 年 6 月 30 日開始使用 ATMS，惟其天氣回波顯示功能因易造成系統不穩定，故自啓用該系統時暫時停止使用此功能。(1.18.6、1.18.7、2.3.3)

改善建議

期中飛安通告

通告編號：ASC-IFSB-12-05-001

發布日期：2012 年 5 月 18 日

事件經過：

近期發生某國籍航空公司航機於松山機場起飛爬升時，出現 1 號發動機火警警告燈亮，飛航組員依發動機起火程序使用滅火瓶、發動機關車並向航管請求返回松山機場之飛航事故。

說明：

松山機場因障礙物限制列為特殊機場，為確保飛航安全，航機於松山機場起飛時必須遵守 AIP 內松山機場離場之爬升梯度規定，且松山機場 ILS RWY 10 重飛程序中，另有爬升梯度或天氣限制。

建議事項：

給航空業者

檢視所屬航機發動機失效時之爬升性能，並訂定爬升梯度或天氣限制相關政策程

序及規範供飛航組員參考，以確保航機於松山機場發動機失效時之飛航安全。

飛安改善建議

致 Pratt & Whitney Canada 發動機製造公司

1. 請 P&WC 檢視 FDR 資料與發動機監控計劃及程序，並持續與 ATR 合作，協助業者解決發動機於例常監控性能均正常情況下，飛機在空中飛航時油門手柄推至 RAMP 位置（如 GE515 事故），扭矩輸出未能達到額定值之問題。
(ASC-ASR-13-05-001)

致 ATR 飛機製造公司

1. 持續與 P&WC 合作，協助業者解決發動機於例常監控性能均正常情況下，飛機在空中飛航時油門手柄推至 RAMP 位置（如 GE515 事故），扭矩輸出未能達到額定值之問題。(ASC-ASR-13-05-002)

致 復興航空公司

1. 尋求 ATR 及 P&WC 協助，解決於例常發動機監控性能均正常情況下，實際在空中油門手柄推至 RAMP 位置時，扭矩輸出未能達到額定值之問題。
(ASC-ASR-13-05-003)
2. 重新檢視及修訂相關手冊，包括有關緊急情況宣告之時機與應發出緊急通話之狀況。(ASC-ASR-13-05-004)
3. 加強宣導飛航組員於遭遇發動機失效等情形時，應先考慮機場附近地形與航機超越障礙之能力後，妥善選擇返降機場。(ASC-ASR-13-05-005)
4. 加強飛航組員單發動機人工操作技巧；確實遵守 SOP ILS 進場操作程序，確實提示、設定進場航道及適當調整進場速度及標準呼叫。(ASC-ASR-13-05-006)
5. 加強飛航組員對異常狀況之管理（Undesired Aircraft State Management）、飛行

管理 (Flight Management)、EGPWS 系統 Enhanced Mode 警示及警告避讓程序操作訓練。(ASC-ASR-13-05-007)

6. 重新檢視 ATR-72 相關手冊中 EGPWS Enhanced Mode 警示及警告之避讓操作程序中相關執行細節敘述，使其與 ATR AFM 正常重飛程序細節一致；及檢視有關失速警告與失速後改正程序差異。(ASC-ASR-13-05-008)
7. 系統化製訂及整合有關航跡、高度、速度及狀態偏離正常之標準呼叫並訂定於相關手冊中。(ASC-ASR-13-05-009)

致 交通部民用航空局

1. 督導飛航服務總臺於近場臺將航空器轉換至塔臺後，若有 ATMS 安全警示應一併於近場臺 ASD 中顯示。(ASC-ASR-13-05-010)
2. 督導飛航服務總臺儘速解決天氣回波顯示功能與 ATMS 的整合問題，以利管制員提供相關航管服務。(ASC-ASR-13-05-011)

關於此建議，交通部民用航空局飛航服務總臺已要求 ATMS 原廠儘速修正該功能，預計於 102 年 8 月底該功能檢測無誤後上線使用。

3. 督導復興尋求 ATR 及 P&WC 協助之進度，解決於例常發動機監控性能均正常情況下，實際在空中油門手柄推至 RAMP 位置時，扭矩輸出未能達到 100% 之問題。(ASC-ASR-13-05-012)
4. 督導復興重新檢視及修訂相關手冊中有關飛航中緊急情況之定義及宣告時機；包括飛航組員遭遇發動機失效等情形時，應先考慮機場附近地形與航機超越障礙之能力，妥善選擇返降機場。(ASC-ASR-13-05-013)
5. 督導復興加強飛航組員單發動機人工操作技巧；確實遵守 SOP ILS 進場操作程序，確實提示、設定進場航道及適當調整進場速度及標準呼叫。(ASC-ASR-13-05-014)

6. 督導復興加強飛航組員對異常狀況之管理 (Undesired Aircraft State Management)、飛行管理 (Flight Management)、EGPWS 系統及 Enhanced Mode 警示及警告避讓程序操作訓練及臨界速度操控之訓練。(ASC-ASR-13-05-015)
7. 督導復興重新檢視 ATR-72 相關手冊中 EGPWS Enhanced Mode 警示及警告之避讓操作程序中相關執行細節敘述,使其與 ATR AFM 正常重飛程序細節一致; 及檢視有關失速警告與失速後改正程序差異。(ASC-ASR-13-05-016)
8. 督導復興系統化製訂及整合有關航跡、高度、速度及狀態偏離正常之標準呼叫及訂定於相關手冊中。(ASC-ASR-13-05-017)

本頁空白

目 錄

摘要報告.....	I
目錄.....	XI
表目錄.....	XVII
圖目錄.....	XIX
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.....	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
1.5.2 駕駛員事故前 72 小時活動.....	8
1.6 航空器資料.....	8
1.6.1 航空器基本資料.....	8
1.6.2 載重與平衡.....	9
1.6.3 發動機資料.....	10
1.6.4 維修相關資訊.....	11
1.6.4.1 維修資訊.....	11
1.6.4.2 事故發動機維修經歷.....	11
1.6.4.3 復興發動機維修.....	12
1.7 天氣資料.....	14
1.7.1 天氣概述.....	14
1.7.2 地面天氣觀測.....	16
1.7.3 低空風切警訊.....	17

1.8	助、導航設施.....	18
1.9	通信.....	20
1.10	場站資料.....	20
1.11	飛航紀錄器.....	20
1.11.1	座艙語音紀錄器.....	20
1.11.1.1	CVR 語音之警告聲響.....	21
1.11.2	飛航資料紀錄器.....	22
1.12	航空器殘骸與撞擊資料.....	27
1.13	醫療與病理.....	27
1.14	火災.....	27
1.14.1	火損狀況.....	27
1.14.1.1	滲油疏放管路.....	30
1.14.1.2	滑油管損壞.....	31
1.15	生還因素.....	32
1.16	測試與研究.....	32
1.16.1	發動機拆解及動力渦輪葉片實驗室檢查.....	32
1.16.2	燃油控制器調校.....	33
1.16.3	EGPWS 觀察.....	35
1.16.4	駕駛盤角度量測.....	35
1.16.5	模擬機測試.....	36
1.17	組織與管理.....	38
1.18	其他資料.....	39
1.18.1	P&WC 發動機第 1 級動力渦輪葉片縮孔缺陷.....	39
1.18.2	發動機油門角度與扭矩輸出之關係.....	41
1.18.3	增強型近地警告系統.....	43
1.18.4	失速警告系統.....	44

1.18.5	事故後飛航組員再派遣	45
1.18.6	訪談資料	47
1.18.6.1	正駕駛員訪談摘要	47
1.18.6.2	副駕駛員訪談摘要	50
1.18.6.3	簽派員訪談摘要	52
1.18.6.4	聯管中心主管訪談摘要	53
1.18.6.5	臺北近場管制塔臺管制員訪談摘要	54
1.18.6.6	松山機場管制臺班務督導訪談摘要	55
1.18.7	飛航管制相關事件	56
1.18.8	飛航操作相關資料	59
1.18.8.1	飛航操作相關手冊	59
1.18.8.2	飛航操作相關程序	60
1.18.8.3	起飛/降落資料卡及速度卡	69
1.18.8.4	ATR Technical Note	71
第二章	分析	73
2.1	維修分析	73
2.1.1	左發動機低滑油壓力與火警原因	73
2.1.2	油門手柄角度與扭距輸出關係	75
2.1.3	發動機狀況趨勢監控與馬力輸出關係	76
2.2	飛航操作分析	77
2.2.1	發動機火警操作	77
2.2.2	緊急狀況宣告	78
2.2.3	飛航高度操控	79
2.2.4	ILS 攔截	80
2.2.5	單發動機操作	82
2.2.6	EGPWS 避讓程序	84

2.2.7	失速警告	86
2.2.8	異常狀況處理	89
2.2.9	飛行管理	90
2.2.10	標準呼叫	91
2.2.11	資料卡	91
2.2.12	事故後飛航組員再簽派	92
2.3	飛航管制	92
2.3.1	最後進場	92
2.3.1.1	最後進場航道引導	92
2.3.1.2	最後進場航道攔截	93
2.3.2	航管自動化系統之安全警示	94
2.3.3	安全警示之頒發	94
2.3.4	航空器天氣避讓服務	95
2.4	失速警告聲響頻譜分析	96
第三章	結論	101
3.1	與可能肇因有關之調查發現	101
3.2	與風險有關之調查發現	101
3.3	其它發現	104
第四章	飛安改善建議	105
4.1	改善建議	105
4.1.1	期中飛安通告	105
4.1.2	飛安改善建議	105
4.2	已完成或進行中之改善措施	108
附錄一	CVR 抄件摘要	111
附錄二	事故相關時間表	133
附錄三	SB 21766 R3	137

附錄四	警示聲響與失速警告聲響相關之時間表.....	151
附錄五	FDR「ADU Caution」參數顯示「active」之時間列表.....	157
附錄六	發動機拆檢及金相分析測試報告.....	159
附錄七	ATR Technical Directorate Technical Note DT/F-88/13	185
附錄八	交通部民用航空局陳述意見資料.....	213
附錄九	復興航空公司陳述意見資料.....	215

本頁空白

表目錄

表 1.5-1	飛航組員基本資料表.....	6
表 1.6-1	航空器基本資料.....	9
表 1.6-2	載重平衡表.....	10
表 1.6-3	發動機基本資料.....	10
表 1.14-1	管路名稱及油品種類.....	30
表 1.18-1	第 1 級動力渦輪葉片失效事故統計.....	39
表 1.18-2	不同飛機外型致動主失速警告之對應攻角.....	45
表 1.18-3	不同飛機外型致動輔助失速警告之對應攻角.....	45
表 1.18-4	飛航管制相關歷程時間表.....	57
表 2.4-1	CVR 不明聲響出現時間與攻角整理.....	97

本頁空白

圖目錄

圖 1.1-1	飛航軌跡圖.....	3
圖 1.1-2	飛航軌跡圖.....	4
圖 1.1-3	飛航軌跡圖.....	5
圖 1.6-1	發動機剖面圖.....	11
圖 1.6-2	右發動機測試資料.....	13
圖 1.6-3	右發動機 ECTM 監控資料.....	14
圖 1.7-1	1800 時之紅外線衛星雲圖.....	15
圖 1.7-2	1805 時桃園機場都卜勒氣象雷達回波圖.....	16
圖 1.8-1	1808:45 時之近場臺 ASD 局部截圖.....	19
圖 1.11-1	事故階段相關飛航參數.....	25
圖 1.11-2	EGPWS 作動期間相關飛航參數.....	26
圖 1.11-3	EGPWS 作動期間航跡地形套疊圖.....	27
圖 1.14-1	發動機漏放歧管火損狀況.....	28
圖 1.14-2	機翼下箱型結構整流罩火燒痕跡及吊架遭受熱損.....	28
圖 1.14-3	發動機減震基座、排氣尾管及噴流管遭受熱損.....	29
圖 1.14-4	機翼下箱型結構、整流罩遭受熱損.....	29
圖 1.14-5	進氣口後段底部整流罩結構火損.....	29
圖 1.14-6	右發動機之滲油疏放、回油管路.....	30
圖 1.14-7	6,7 號軸承滑油回油管斷裂口.....	31
圖 1.14-8	6,7 號軸承通氣管斷裂.....	31
圖 1.14-9	滑油散佈痕跡.....	32
圖 1.16-1	燃油控制器調校插孔位置圖.....	34
圖 1.16-2	油門手柄控制鋼覽張力量測.....	34
圖 1.16-3	EHSI 之 EGPWS 地形顯示.....	35
圖 1.18-1	動力系統控制鋼纜連接示意圖.....	42

圖 1.18-2	駕駛艙油門手柄位置與 HMU 油門連桿角度關係圖	42
圖 1.18-3	駕駛艙油門手柄位置與扭矩關係圖	42
圖 1.18-4	駕駛艙 EGPWS 相關開關	43
圖 1.18-5	EGPWS 之地障警示功能示意圖	44
圖 1.18-6	飛航管制歷程圖	56
圖 1.18-7	IN FLIGHT ENG FIRE 檢查表	60
圖 1.18-8	執行油門、滅火手柄及滅火彈等程序	61
圖 1.18-9	FOM 11.4.3 飛航中緊急情況宣告之時機	61
圖 1.18-10	FOM 8.5 急難與緊急通訊章節	61
圖 1.18-11	松山機場 RUNWAY 10 ILS 儀器進場圖	62
圖 1.18-12	松山機場 ILS 進場操作程序	63
圖 1.18-13	FCOM 2.02.04 Page 3 方向舵配平片使用相關說明	63
圖 1.18-14	FCOM 2.02.16 EGPWS 警告避讓程序	64
圖 1.18-15	FCTM 4.3.4 EGPWS 避讓程序	64
圖 1.18-16	AFM 3-07 EGPWS 避讓程序	65
圖 1.18-17	FCOM 2.03.17 正常重飛程序	66
圖 1.18-18	不同飛航狀況下失速警告改正程序	67
圖 1.18-19	QRH RECOVERY AFTER STALL 程序	67
圖 1.18-20	FOM 7-29 呼叫程序	68
圖 1.18-21	FOM 7-20 呼叫程序	68
圖 1.18-22	ATR 72 起飛資料卡	69
圖 1.18-23	ATR 72 落地資料卡	70
圖 1.18-24	ATR 72 SPEED CARD	71
圖 2.1-1	斷裂之第 1 級動力渦輪葉片	73
圖 2.1-2 1	號葉片斷面 SEM 影像	74
圖 2.1-3	疲勞紋及其成長方向	74

圖 2.2-1	松山機場 ILS 進場與軌跡套疊圖	82
圖 2.2-2	EADI 示意圖	83
圖 2.2-3	單發動機操作示意圖	83
圖 2.2-4	EGPWS 之地障示意圖	84
圖 2.2-5	Stall Speed	87
圖 2.2-6	CAS/IAS 轉換	88
圖 2.2-7	油門操縱座	88
圖 2.4-1	失速警告聲響時頻分析圖	97

本頁空白

英文縮語對照表

英文縮寫	英文全文	中文
ADS	Air Data System	大氣資料系統
ADU	Advisory Display Unit	諮詢顯示單元
AFCS	Automatic Flight Control System	自動飛航控制系統
AFM	Airplane Flight Manual	飛航手冊
AMM	Aircraft Maintenance Manual	飛機維修手冊
ASD	Air Situation Display	航情顯示器
ATIS	Automatic Terminal Information Service	終端資料自動廣播服務
ATMP	Air Traffic Management Procedures	飛航管理程序
ATMS	Air Traffic Management System	航管自動化系統
AWOS	Automated Weather Observation System	自動氣象觀測系統
CAMP	Continuous Airworthiness Maintenance Program	持續適航維護計畫
CAP	Crew Alerting Panel	組員警告面板
CAS	Calibrated Airspeed	校正空速
CFIT	Control Flight Into Terrain	可控飛行撞地
CL	Condition Lever	狀況桿手柄
CPL	Auto Pilot Coupling	自動駕駛偶合
CVR	Solid-State Cockpit Voice Recorder	固態式座艙語音紀錄器
CRM	Crew Resource Management	組員資源管理
EAID	Electronic Attitude Directional Indicator	電子姿態儀
ECTM	Engine Condition Trend Monitoring	發動機狀況趨勢監控
EEC	Engine Electronic Control	發動機電子控制器
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System	增強型近地警告系統
EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator	電子水平狀態指示儀
FCOM	Flight Crew Operating Manual	飛航組員操作手冊
FD	Flight Director	飛行指示
FDR	Solid-State Flight Data Recorder	固態式飛航資料紀錄器
FOQA	Flight Operation Quality Assurance	飛航操作品質保證系統
FMS	Flight Management System	飛航管理系統
FTR	Feather	順槳
GPWS	Ground Proximity Warning System	近地警告系統
GS	Glide Slope	下滑道
HMU	Hydromechanical Unit	主控油器
ILS	Instrument Landing System	儀器降落系統
ITT	Inter Turbine Temperature	渦輪進氣溫度
LLWAS	Low Level Wind Shear Alert System	低空風切預警系統
LOC	Localizer	左右定位台

MCT	Maximum Continuous	最大持續
MEL	Minimum Equipment List	最低裝備需求手冊
MFC	Multi Function Computer	多功能電腦
MIA	Minimum IFR Altitude	最低儀航高度
MRB	Maintenance Review Board	維護審查會
MVA	Minimum Vectoring Altitude	最低雷達引導高度
NH	High Pressure Rotor Speed	高壓轉子轉速
NL	Low Pressure Rotor Speed	低壓轉子轉速
NP	Propeller Rotation Speed	螺旋槳轉速
OCM	On-Condition maintenance	視狀況檢修
P&WC	Pratt & Whitney Canada	普惠加拿大
PA	Passenger Address	客艙廣播
PF	Pilot Flying	操控駕駛員
PIC	Pilot In Command	機長
PL	Power Lever	油門手桿
PM	Pilot Monitoring	監控駕駛員
PVM	Propeller Valve Module	螺旋槳閥門模組
QRH	Quick Reference Handbook	快速參考手冊
RA	Radio Altimeter	無線電高度表
RTO	Reserve Take Off	保留起飛
SEM	Scanning Electron Microscope	掃描式電子顯微鏡
SWS	Stall Warning System	失速警告系統
TA	Terrain Awareness	地形警覺
TCF	Terrain Clearance Floor	地形淨空底限
TLB	Technical Log Book	維護工作紀錄簿
TSB	Transportation Safety Board	運輸安全委員會
VAPP	Approach Speed	進場速度
VMCA	Min. Control Speed Inflight	飛航最小速度
VmLB	Velocity min. low bank	小坡度最低速度
VS	Vertical Speed	垂直速度
Wf	Fuel Flow	燃油流率

本頁空白

第一章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 101 年 5 月 2 日，復興航空股份有限公司（以下簡稱復興）定期載客班機 GE515，機型 ATR72-212A，國籍標誌及登記號碼 B-22810，於 1749:54 時¹自臺北松山機場 10 跑道起飛，目的地為澎湖馬公機場。機上載有飛航組員 2 人、客艙組員 2 人及乘客 72 人，共計 76 人。

該機起飛時由副駕駛員坐於駕駛艙右座擔任操控駕駛員（Pilot Flying，以下簡稱 PF），正駕駛員坐於駕駛艙左座擔任監控駕駛員（Pilot Monitoring，以下簡稱 PM）。依飛航資料紀錄器（Flight Data Recorder，以下簡稱 FDR）資料顯示，1750:58 時，該機爬升通過高度²1,854 呎，駕駛艙主警告（Master Warning）致動，並於 6 秒後停止。

1753:28 時，該機爬升通過高度 4,971 呎，駕駛艙主警告再次致動，依訪談紀錄及 CVR 抄件（如附錄一），主警告再次致動時，飛航組員曾聞到燒焦味，檢查儀表時發現組員警告面板（Crew Alerting Panel，以下簡稱 CAP）上之「ENG 1 OIL」警告燈亮起，左（1 號）發動機滑油壓力表指針晃動，滑油溫度、扭力及螺旋槳轉速均正常，但渦輪進氣溫度（Inter Turbine Temperature，以下簡稱 ITT）已下降至攝氏兩百多度³，不久後「ENG 1 FIRE」警告燈亦亮起。

駕駛艙主警告再次致動及警告燈反覆閃亮後，飛航組員將左發動機油門手柄收至 Flight Idle 位置，並向臺北近場臺申請雷達引導返航松山機場，臺北近場臺確認該機遭遇機械問題後，同意其申請並引導該機執行 10 跑道儀器降落系統（Instrument Landing System，以下簡稱 ILS）進場。飛航組員接獲返航許可後，

¹ 除非特別註記，本報告所列之時間皆為臺北時間（UTC 時間+8 小時）。

² 除非特別註記，本報告所列之高度皆為標準氣壓高度（Pressure Altitude）。

³ 依據 FDR 資料，1754:00 時，該機左發動機 ITT 數值由前一秒之 782°C 下降至 206°C。

開始執行快速參考手冊（Quick Reference Handbook，以下簡稱 QRH）之「IN FLIGHT ENG FIRE」程序，正駕駛員並約於 1756:50 時及 1757:57 時，先後擊發左發動機兩顆滅火彈費時 3 分 19 秒。完成上述程序後，飛航組員接續執行 QRH 之「SINGLE ENG OPERATION」程序，過程中正駕駛員曾通知復興聯管中心該機因左發動機有問題即將返航，並告知狀況為「Fire」，副駕駛員則先後以中、英文進行客艙廣播。

1806:16.5 時，臺北近場臺告知該機距機場 12 哩，指示其「右轉航向 070 度、下降保持 2,800 呎高度直到攔截左右定位台（Localizer）訊號、許可 10 跑道 ILS 進場」後，交接給松山塔臺；1807:14 時，正駕駛員將自動駕駛之進場模式（APP Mode）備動（Armed）；1808:01.6 時起之 10 秒期間，該機增強型近地警告系統（Enhanced Ground Proximity Warning System，以下簡稱 EGPWS）警告致動，駕駛艙先後發出「terrain ahead」及「terrain ahead pull up」之語音警告，當時該機高度為 2,710 呎且持續下降中，松山塔臺隨即確認該機是否攔截進場航線並提醒該機偏左兩哩，後續並指示該機爬升保持 5,000 呎高度，以保持地障隔離及轉換波道至臺北近場臺；臺北近場臺接管後亦指示該機儘速爬升保持 5,000 呎高度以保持地障隔離，副駕駛員於複誦時曾請求臺北近場臺給予雷達引導，臺北近場臺回覆請該機保持目視飛航，後續並告知該區域之最低雷達引導高度（Minimum Vectoring Altitude，以下簡稱 MVA）為 4,800 呎及告知高度 5,000 呎以上才可給予雷達引導。

1809:13 時，該機高度持續下降至 1,954 呎後開始爬升。依據 CVR 抄件，飛航組員當時仍能保持目視。爬升過程中，該機失速警告曾於 1810:23.5 時至 1810:41.9 時期間三度致動，正駕駛員於 1810:56 時將襟翼由收起位置伸放至 15 度位置；臺北近場臺於 1810:57.4 時詢問該機是否確實保持目視，副駕駛員回覆已在雲中無法保持目視。

1811:16.8 時至 1812:01.6 時，駕駛艙再次先後發出「terrain ahead」、「terrain

terrain pull up」、「terrain ahead pull up」及「bank angle」等語音警告。臺北近場臺曾建議該機右轉往南爬高，該機於 EGPWS 改正過程中，先短暫右轉後轉為持續左轉，駕駛艙失速警告曾數次致動。

1812:06.5 時，正駕駛員提及可目視淡水河，該機於 1814:42 時爬升通過 5,009 呎，臺北近場臺重新引導該機執行松山機場 10 跑道 ILS 進場，於 1826:56 時落地，人員無傷亡。

該機落地後，飛航組員接獲復興聯管中心通知更換飛機繼續執行松山-馬公-高雄之飛航任務。

該機飛航軌跡如圖 1.1-1，圖中局部地區放大如圖 1.1-2 及 1.1-3。事故相關時間表如附錄二。

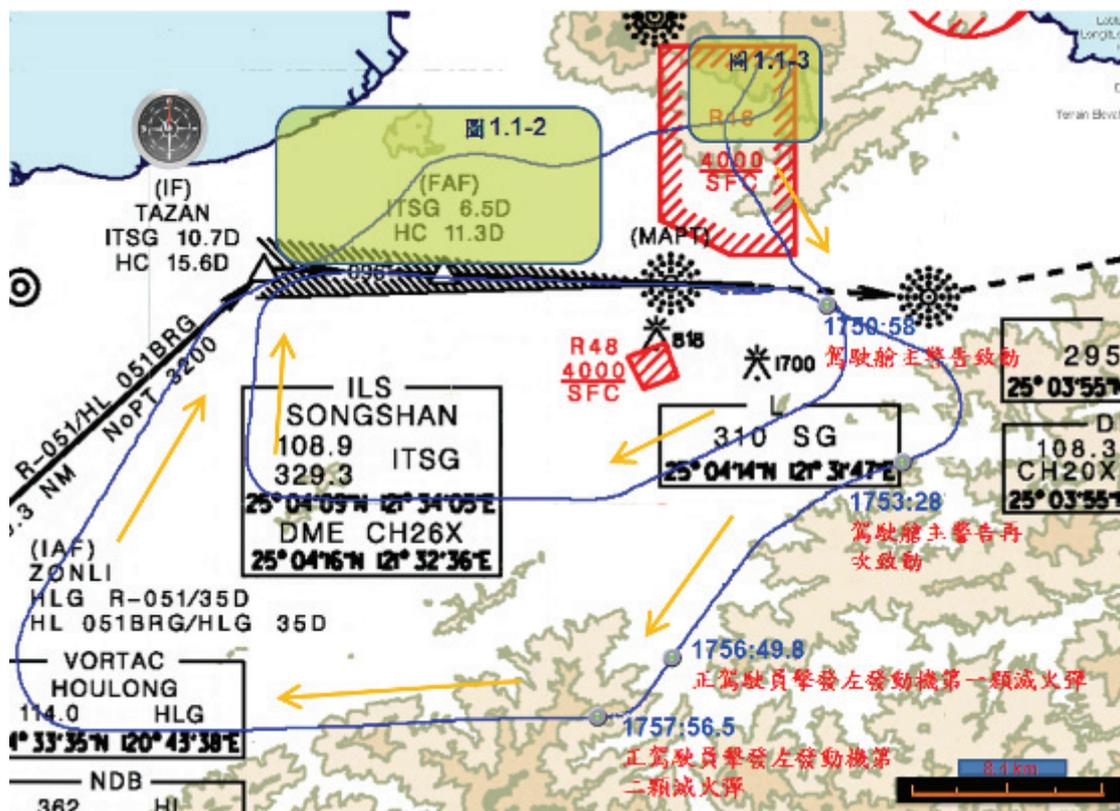
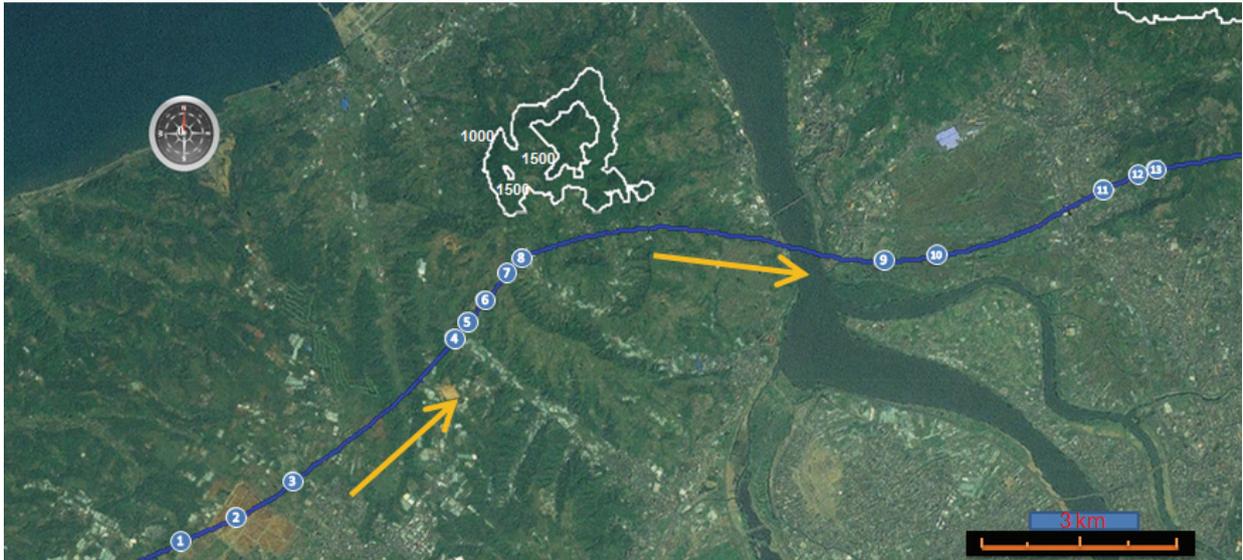
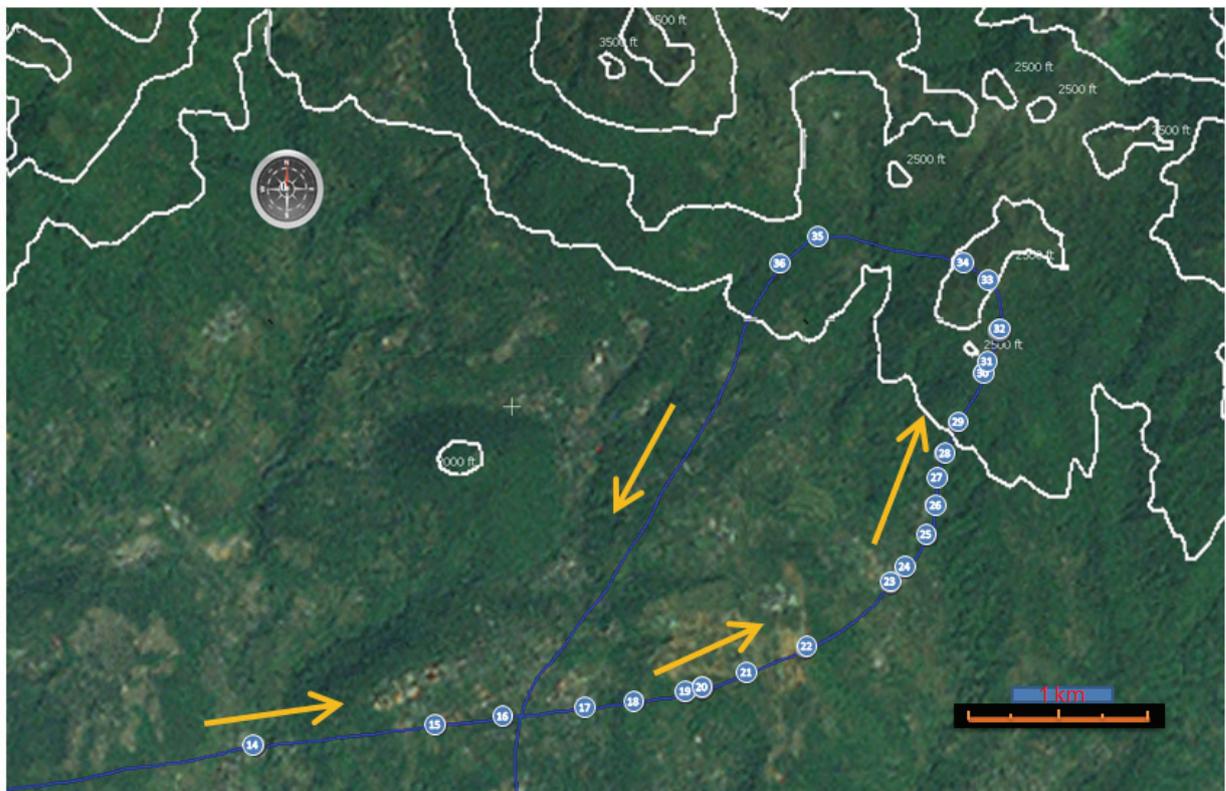


圖 1.1-1 飛航軌跡圖



1	1807:14	正駕駛員將自動駕駛之進場模式 (APP Mode) 備動 (Armed) (高度3,623呎、空速196浬/時)	8	1808:16.6	臺北塔臺指示該機爬升保持5,000呎高度以保持地障隔離及轉換波道至臺北近場臺 (高度2,335呎、空速192浬/時)
2	1807:21.7	正駕駛員：「*wind wind shear這麼大」 (高度3,466呎、空速197浬/時)	9	1809:13	該機高度持續下降至1,954呎後開始爬升 (高度1,954呎、空速184浬/時)
3	1807:30.6	正駕駛員：「wind shear這麼大」 (高度3,259呎、空速190浬/時)	10	1809:21	右發動機油門手柄位置：Take-off (Notch) →Go Around (高度2,077呎、空速172浬/時)
4	1808:02	EGPWS: 「terrain ahead terrain ahead」, 高度2,710呎持續下降 (高度2,710呎、空速209浬/時)	11	1809:53	該機攔截松山機場Localizer訊號 (高度2,980呎、空速149浬/時)
5	1808:05.1	臺北塔臺詢問該機是否攔截進場航線, 並提醒該機偏左兩哩 (高度2,582呎、空速211浬/時)	12	1809:59.5	臺北近場臺詢問該機是否能保持目視 (高度3,031呎、空速137浬/時)
6	1808:08.9	EGPWS: 「terrain ahead pull up terrain ahead pull up」 (高度2,493呎、空速199浬/時)	13	1810:02.5	副駕駛員回覆可以目視 (高度3,019呎、空速141浬/時)
7	1808:14	右發動機油門手柄位置：Flight Idle→Take-off (Notch) (高度2,369呎、空速198浬/時)			

圖 1.1-2 飛航軌跡圖



14	1810:23.5	失速警告 (高度3,012呎、空速142浬/時)	26	1811:22	該機開始右轉 (高度3,540呎、空速130浬/時)
15	1810:37.1	失速警告 (高度3,249呎、空速148浬/時)	27	1811:24.2	臺北近場臺建議該機右轉往南 (高度3,602呎、空速116浬/時)
16	1810:41.9	失速警告 (高度3,273呎、空速145浬/時)	28	1811:26	該機開始左轉 (高度3,661呎、空速110浬/時)
17	1810:47.9	副駕駛員請求幫忙注意地障 (高度3,353呎、空速128浬/時)	29	1811:28.5	失速警告 (高度3,771呎、空速102浬/時)
18	1810:51.8	臺北近場臺回覆該區域之MVA高度為4,800呎 (高度3,435呎、空速137浬/時)	30	1811:34.3	失速警告 (高度3,969呎、空速91浬/時)
19	1810:56	駕駛員將襟翼伸放至15度位置 (高度3,519呎、空速123浬/時)	31	1811:35.2	失速警告 (高度3,980呎、空速102浬/時)
20	1810:57.4	臺北近場臺詢問該機是否確實保持目視 (高度3,576呎、空速122浬/時)	32	1811:40.3	失速警告 (高度3,878呎、空速108浬/時)
21	1811:00.9	副駕駛員回覆已在雲中無法保持目視 (高度3,605呎、空速115浬/時)	33	1811:46	EGPWS: 「terrain terrain pull up」 (高度3,638呎、空速130浬/時)
22	1811:06	失速警告 (高度3,741呎、空速103浬/時)	34	1811:49	EGPWS: 「terrain ahead pull up terrain ahead pull up」 (高度3,579呎、空速145浬/時)
23	1811:15.3	臺北近場臺詢問該機是否可往南爬高 (高度3,583呎、空速114浬/時)	35	1812:01.6	EGPWS: 「bank angle bank angle」, 左坡度達51.3度 (高度3,924呎、空速102浬/時)
24	1811:17	EGPWS: 「terrain ahead terrain ahead」 (高度3,521呎、空速124浬/時)	36	1812:06.5	正駕駛員表示可目視淡水河 (高度3,848呎、空速122浬/時)
25	1811:19.7	失速警告 (高度3,514呎、空速125浬/時)			

圖 1.1-3 飛航軌跡圖

1.2 人員傷害

無人員傷亡。

1.3 航空器損害

左發動機機翼下箱型結構熱損，航空器遭受實質損害。

1.4 其他損害情況

無其他損害。

1.5 人員資料

1.5.1 駕駛員經歷

飛航組員基本資料如表 1.5-1。

表 1.5-1 飛航組員基本資料表

項目	正駕駛員	副駕駛員
性別	男	男
事故時年齡	61	45
進入公司日期	民國 83 年	民國 99 年
航空人員類別 檢定證號	飛機民航運輸駕駛員 1017XX	飛機商用駕駛員 1025XX
檢定項目 發證日期 終止日期	ATR-72 民國 99 年 7 月 5 日 民國 104 年 7 月 4 日	ATR-72 F/O B757/B767 F/O 民國 99 年 8 月 19 日 民國 104 年 8 月 18 日
體格檢查種類 終止日期	甲類駕駛員 民國 101 年 7 月 31 日	甲類駕駛員 民國 101 年 7 月 31 日
總飛航時間	17,783 小時	5,743 小時
最近 12 個月飛航時間	672 小時	819 小時
最近 90 日內飛航時間	162 小時	185 小時
最近 30 日內飛航時間	59 小時	63 小時
最近 7 日內飛航時間	16 小時	14 小時
事故型機飛航時間	14,891 小時	1,415 小時
事故日已飛時間	2 小時 25 分	2 小時 25 分
事故前休息時間	24 小時	50 小時

正駕駛員

中華民國籍，民國 83 年 9 月進入復興，曾為軍事飛行員。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-72，陸上多發動機 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(Y/M/D)English Proficiency:ICAO Level-4 Expiry Date 2013/12/19」

正駕駛員曾擔任 ATR-72 型機副駕駛員，89 年 8 月完成升等訓練擔任 ATR-72 型機正駕駛員。總飛航時間 17,783 小時，正駕駛員於近 2 年內 Proficient Training、Proficient Check 相關操作、Line Check 訓練及考驗結果均為滿意 (Satisfactory) 或及格 (Pass)。事故當時擔任復興航務處-標準訓練部-標準訓練組之組長。

正駕駛員體格檢查種類為甲類駕駛員，上次體檢日期為民國 101 年 3 月 5 日，體檢及格證限制欄內之註記為：「延齡體檢、視力需戴眼鏡矯正 Holder shall wear correcting glasses」。

副駕駛員

中華民國籍，民國 99 年 5 月進入復興，曾為軍事飛行員。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 F/O、B757/B767 F/O、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(Y/M/D)English Proficiency: ICAO Level-4 Expiry Date 2013/11/09」

副駕駛員進入復興後，於民國 99 年 9 月完成 ATR-72 型機轉換訓練擔任該型機副駕駛員，總飛航時間 5,743 小時，副駕駛員於近 2 年內之 Proficient Training、Proficient Check 相關操作、Line Check 訓練及考驗結果均為滿意 (Satisfactory)

或及格 (Pass)。

副駕駛員體格檢查種類為甲類駕駛員，上次體檢日期為民國 101 年 1 月 5 日，體檢及格證限制欄內註記為：「視力需戴眼鏡矯正 *Holder shall wear correcting glasses for near vision.*」。

1.5.2 駕駛員事故前 72 小時活動

正駕駛員

- 4 月 30 日： 本日無飛航任務，早上約 0530 時起床，0730 時至公司上班，1750 時下班返家，約 2200 時就寢。
- 5 月 1 日： 本日執行松山-馬公-松山-金門-松山任務，早上約 0430 時起床，0600 時到達機場報到執行飛航任務，1230 時完成任務返家，約 2230 時就寢。
- 5 月 2 日： 早上 0600 時起床，1120 時至公司處理業務。1327 時報到執行松山-金門-松山航班任務。

副駕駛員

- 4 月 30 日： 執行高雄-馬公-高雄-馬公-松山飛航任務，1230 時任務結束返回臺中家。
- 5 月 1 日： 休假在家。
- 5 月 2 日： 上午由臺中家出發，約 1100 時到臺北，1330 時報到執行松山-金門-松山飛航任務。

1.6 航空器資料

1.6.1 航空器基本資料

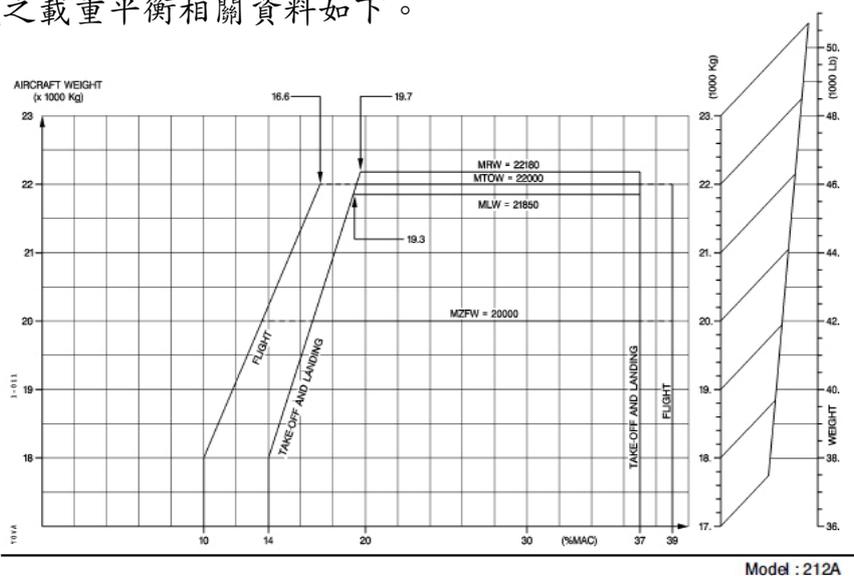
航空器基本資料如表 1.6-1。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料表 (統計至民國 101 年 5 月 2 日)	
國籍	中華民國
國籍標誌及登記號碼	B-22810
機型	ATR72-212A
製造廠商	ATR
出廠序號	642
出廠日期	民國 89 年第 2 季 ⁴
交機日期	民國 89 年 7 月 6 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
國籍登記證書編號	93-945
適航證書編號	100-06-097
適航證書生效日期	民國 100 年 6 月 16 日
適航證書有效期限	民國 101 年 6 月 15 日
總使用時數	22,854 小時 02 分
總落地次數	33,999 次
上次定檢種類及日期	8C4E 檢查/民國 101 年 3 月 21 日
上次定檢後使用時數	253 小時 39 分
上次定檢後落地次數	400 次

1.6.2 載重與平衡

本班機之載重平衡相關資料如下。



⁴ 復興早期以季為單位記錄飛機出廠日期。

表 1.6-2 載重平衡表

最大零油重量	44,092 磅
實際零油重量	41,991 磅
最大起飛總重	48,501 磅
實際起飛總重	47,291 磅
起飛油量	5,300 磅
航行耗油量	1,281 磅
最大落地總重	48,171 磅
落地總重	46,010 磅
起飛重心位置	27.7 % MAC ⁵
落地重心位置	27.5 % MAC

1.6.3 發動機資料

該機裝有 2 具普惠加拿大 (Pratt & Whitney Canada, P&WC) 公司生產之 PW127F 型發動機，基本資料詳表 1.6-3。

表 1.6-3 發動機基本資料

發動機基本資料表 (統計至民國 101 年 5 月 2 日)		
編號/位置	No. 1/左	No. 2/右
序號	EB0349	124576
製造日期	民國 96 年 11 月	民國 81 年 6 月
上次維修廠檢修日期及維修內容	民國 100 年 4 月 26 日高壓渦輪葉片平台修理	民國 99 年 2 月 22 日渦輪機模組翻修
裝機日期	民國 100 年 9 月 19 日	民國 99 年 5 月 6 日
裝機後使用時數	973 小時 36 分	3,990 小時 49 分
裝機後使用週期	1,487 次	5,958 次
總使用時數	7,509 小時 03 分	30,788 小時 15 分
總使用週期	11,120 次	47,804 次

PW127F 型發動機由減速齒輪模組及渦輪機模組組成，發動機剖面圖如圖 1.6.2.1-1，渦輪機模組包含：進氣段、壓縮段、燃燒段及渦輪段，其中渦輪段包含 1 級低壓渦輪、1 級高壓渦輪及 2 級動力渦輪 (如圖 1.6-1 中紅框所示)。

⁵ MAC: Mean Aerodynamics Chord。

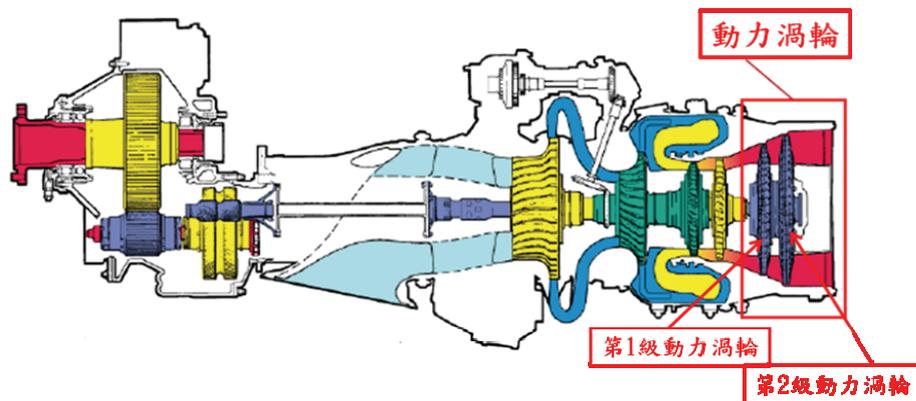


圖 1.6-1 發動機剖面圖

該型發動機燃燒室採反流式設計使整體發動機尺寸縮小，電子式控制可使發動機容易啓動並減少操作負荷；整體構型採用三軸雙轉子（three-shaft, two-spool）設計，雙轉子型式壓縮器設計使低、高壓渦輪之驅動機構各自獨立，亦即壓縮器離心式低壓葉輪由低壓渦輪驅動，離心式高壓葉輪由高壓渦輪驅動，驅動螺旋槳之動力則來自動力渦輪軸輸出，經由減速齒輪箱減速後帶動螺旋槳轉動。

第 1、2 級動力渦輪葉片具備內含式之特色（containment feature），口袋式（pocket feature）的設計可於渦輪葉片超速斷裂脫落時，將渦輪葉片包含在機匣內，然後將掉落之葉片由尾管向後排出。

1.6.4 維修相關資訊

1.6.4.1 維修資訊

查閱該機事故前一個月之飛行前檢查、過境檢查及每週檢查（Weekly Check）紀錄，均無異常登錄；另查閱該機自上次更換發動機（民國 100 年 9 月 19 日）至事故前（民國 101 年 5 月 2 日）之維護工作紀錄簿（Technical Log Book, TLB）、維修困難報告及延遲改正缺點紀錄，亦無與本次事故相關之紀錄或報告。

1.6.4.2 事故發動機維修經歷

於民國 100 年 2 月 1 日，左發動機於使用時數 6,440 時，執行編號

720000-SDI-18000-1 之燃燒襯筒、高壓渦輪葉片/機罩等內視鏡特別檢查，發現高壓渦輪葉片平台有腐蝕狀況，惟可展延使用時數最多 100 小時，遂於民國 100 年 2 月 17 日拆下，距前次檢查後使用 95 小時，民國 100 年 4 月 26 日送廠修理，民國 100 年 5 月 20 日修妥接收入庫，民國 100 年 9 月 19 日安裝於事故機上。

民國 101 年 2 月 1 日左發動機修理後使用時數為 465 小時，發工執行編號 720000-SDI-18000-TNA 之高壓渦輪機罩內視鏡特別檢查，該項檢查目的係為確定高壓渦輪機罩是否有裂紋或表面材質氧化，於發動機每使用 1,000 小時執行，檢查結果正常。

1.6.4.3 復興發動機維修

復興發動機如遇損壞超出其維修能量者，均委由國外合格修理廠維修，SECA 發動機部門為復興發動機委外翻修廠之一，SECA 於民國 35 年成立於法國 Le Bourget 機場，為 P&WC 100 系列發動機指定維修廠，SECA 發動機部門具備 PW127F 發動機翻修、熱段檢查及外物損傷修理等能量。

P&W 127 系列發動機維修計畫依製造廠維護審查會 (Maintenance Review Board, MRB)，區分為定期檢查及視狀況檢修 (On-Condition Maintenance, OCM) 兩種，定期檢查指發動機於特定使用時數或使用週期數屆期前，進廠執行檢查之維修方式；OCM 以監控發動機重要性能參數方式，配合熱段定期內視鏡檢查及發動機馬力檢查之維修方式，航空公司可依其營運、發動機操作環境、使用頻率及使用時數，從中選擇最佳維修方式，經使用者當地民航主管機關核可後實施。

復興 ATR 機隊所裝用之 PW127F 型發動機維修計畫採 OCM 方式，例常性能監控工具為發動機狀況趨勢監控 (Engine Condition Trend Monitoring, ECTM)，藉長期監控發動機重要性能參數，預警發動機性能衰減狀況。復興發動機監控參數計有：NH (高壓轉子轉速)、NL (低壓轉子轉速)、WF (燃油流率) 及 ITT (渦輪進氣溫度)。

復興維修廠由監控發動機參數之趨勢分析及使用時數，規劃排程執行熱段定期內視鏡檢查及發動機馬力檢查，以便早期發現可能導致發動機性能衰減之故障機件及原因；每次發動機被安裝至飛機上時，維修廠均須執行發動機測試，圖 1.6-2 為右（2 號）發動機於民國 99 年 5 月 6 日被安裝於事故機後之測試資料，依據圖 1.6-2 紅框處資料顯示，將右發動機於油門手柄置於 NOTCH 位置時，扭矩輸出為 90%，ITT 為 689°C，FF 為 1,200 磅/時。

REF NO. : 72.00.00-G												M.J.C ITEM NO.	
PW127F/127M (A772) ENGINE TEST RUN DATA												35	
* BASIC INFORMATION :				IAW : AMM 72000-ERU-10030-008				REVISION DATE : 17 JUN 2009					
RUN-UP FORM		A/C REG. NO. :		MSN NO. :		ENG. NO.1 S/N :		TSN :		CSN :			
ATR72-212A		B-22810											
DATE :		OAT (T2) :		ALT : 21FT		ENG. NO.2 S/N :		TSN :		CSN :			
27-05-2010		25°C				124576							
GMT :		WIND SPD :		LOC : TSA				TSO :		CSO :			
* RECORD LIST :													
PROP.		MFCU		PCU		AFU		EEC					
ENG 1		ENG 2		ENG 1		ENG 2		ENG 1		ENG 2			
GI/FEATHER PEC, EEC ON BLEED OFF		GI/AUTO PEC, EEC ON BLEED OFF		FI/AUTG PEC, EEC ON BLEED OFF		B-22810 B-22810 BLEED OFF		REV/AUTO PEC, EEC ON BLEED ON		RIO/AUTO BLEED OFF			
ENG 1		ENG 2		ENG 1		ENG 2		ENG 1		ENG 2			
= 0 %		6 ± 4 %		23.5 ± 4 %				92 ± 1 %					
TQ (%)		4.8 4.8		23.0 23.3		90.0 90.0		71.8 73.4		100.6 99.7			
NP (%)		140 142		70.6 70.6		70.9 70.9		99.9 99.8		91.2 91.4			
ITT (°C)		402 410		438 438		500 492		714 689		580 593			
NH (%)		65.8 65.8		78.7 77.7		85.8 84.3		99.2 97.7		92.2 92.2			
FF (LB)		160 150		300 300		500 490		1300 1200		650 750			
OIL PRESS (PSI)		60 60		60 60		60 60		60 60		60 60			
OIL TEMP (°C)		60 70		60 70		70 80		90 95		90 95			
CLA		FTR FTR		AUTO AUTO		AUTO AUTO		AUTO AUTO		AUTO AUTO			
PLA		GI GI		GI GI		FI FI		NOTCH NOTCH		MAX REV MAX REV			
										68 66			

圖 1.6-2 右發動機測試資料

當維修廠於平日發現發動機 ITT 有異常偏高時須執行馬力檢查，檢查方式係於地面啓動發動機，將油門手柄置於 T.O. (NOTCH) 位置，若正常狀況下發動機扭矩輸出固定為 90%，然後記錄 ITT 值，若有 ITT 值偏高超過設定值時，即須依發動機手冊內容執行故障排除，找出導致 ITT 值偏高原因；若 ITT 值在設定之範圍內，則認定該具發動機正常；圖 1.6-3 為事故機右發動機自民國 101 年 2 月 2 日至民國 101 年 4 月 26 日之 NH、NL、Wf 及 ITT 監控資料，圖 1.6-3 中紅色箭頭所指虛線為 ITT 監控參數之變化量參考值；ITT 變化量參考值系統預設為 ±20

°C，基準溫度值為發動機新被安裝至飛機上後，最初 15 個飛航架次於巡航時 ITT 減去目標溫度之平均值，以該機右發動機為例，其基準溫度值為-18°C。

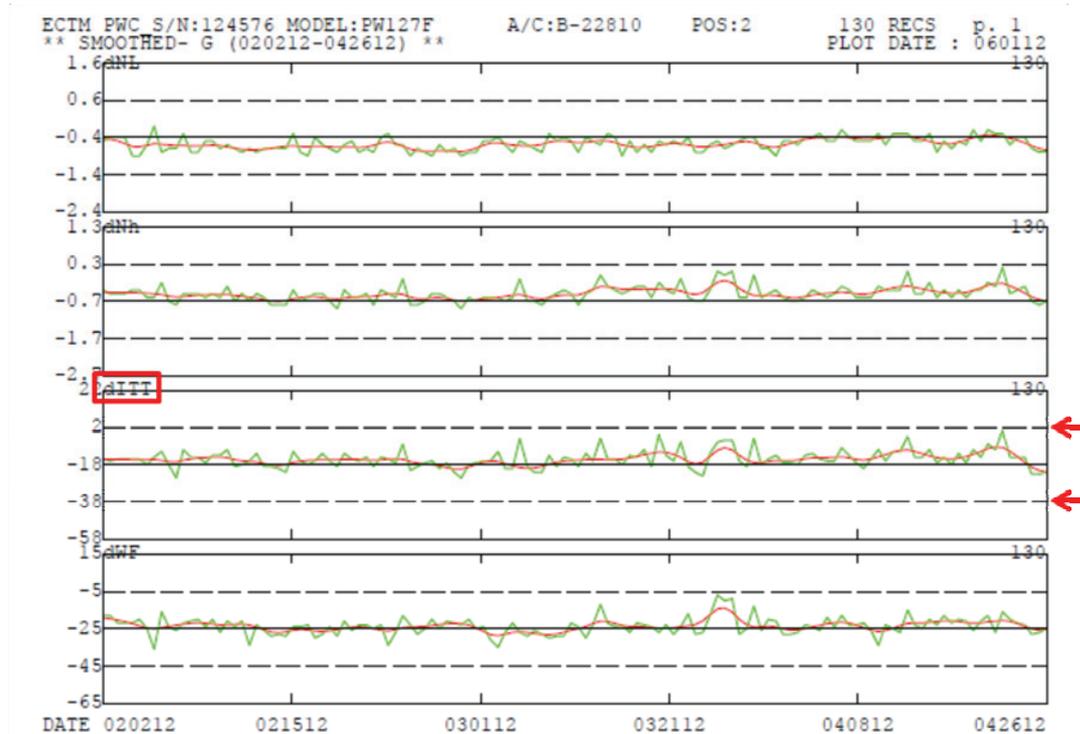


圖 1.6-3 右發動機 ECTM 監控資料

依據該機航機適航指令列表及管制執行紀錄，P&WC 發動機製造廠於民國 97 年 3 月 13 日、4 月 17 日、6 月 11 日及 8 月 15 日發出編號 SB 21766 服務通告及第一、二、三版修訂版（如附錄三）；依據該服務通告比對 1.6.2 表列之事故機左發動機型別、序號，及該發動機第 1 級動力渦輪葉片之安裝紀錄，左發動機序號及其第 1 級動力渦輪葉片之料號及序號不在 SB 21766 服務通告列冊之受影響名單內（參考 1.18.1）。無與本次事故相關或未執行之適航指令。

1.7 天氣資料

1.7.1 天氣概述

事故當日一滯留鋒位於臺灣北部，松山機場受其對流雲帶逐漸南移之影響，

於 1758 時發布當日第 4 次風切警報：有效時間 1756 時至 1956 時，1756 時進場觀測有中度風切。

松山機場於 1803 時發布當日第 1 次天氣警報⁶：有效時間 1802 時至 2002 時，1802 時觀測有雷暴，預報強度增強。

1800 時紅外線衛星雲圖如圖 1.7-1、1805 時桃園機場都卜勒氣象雷達回波圖如圖 1.7-2 所示。

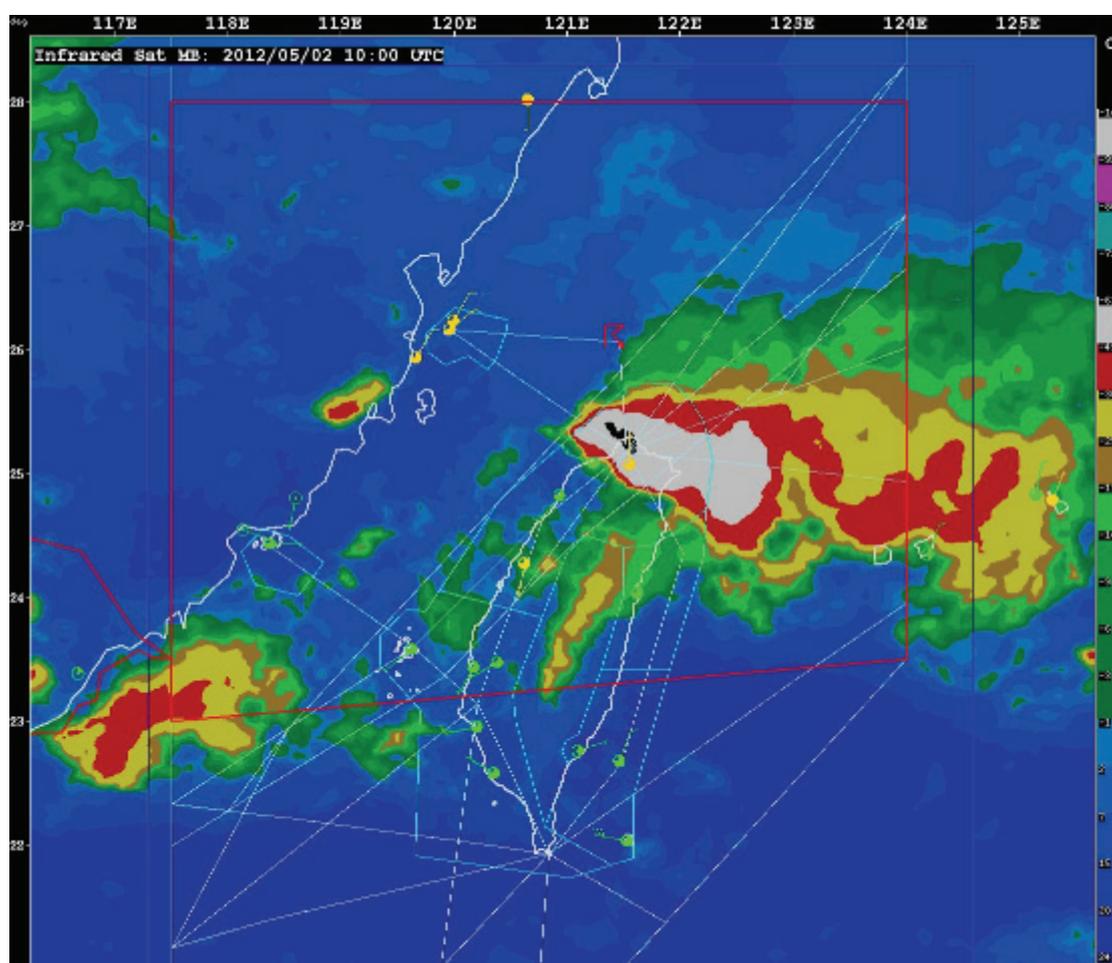


圖 1.7-1 1800 時之紅外線衛星雲圖

⁶ 當雷暴系統移入松山機場 3 公里範圍內時，機場航空氣象臺發布雷暴天氣警報。

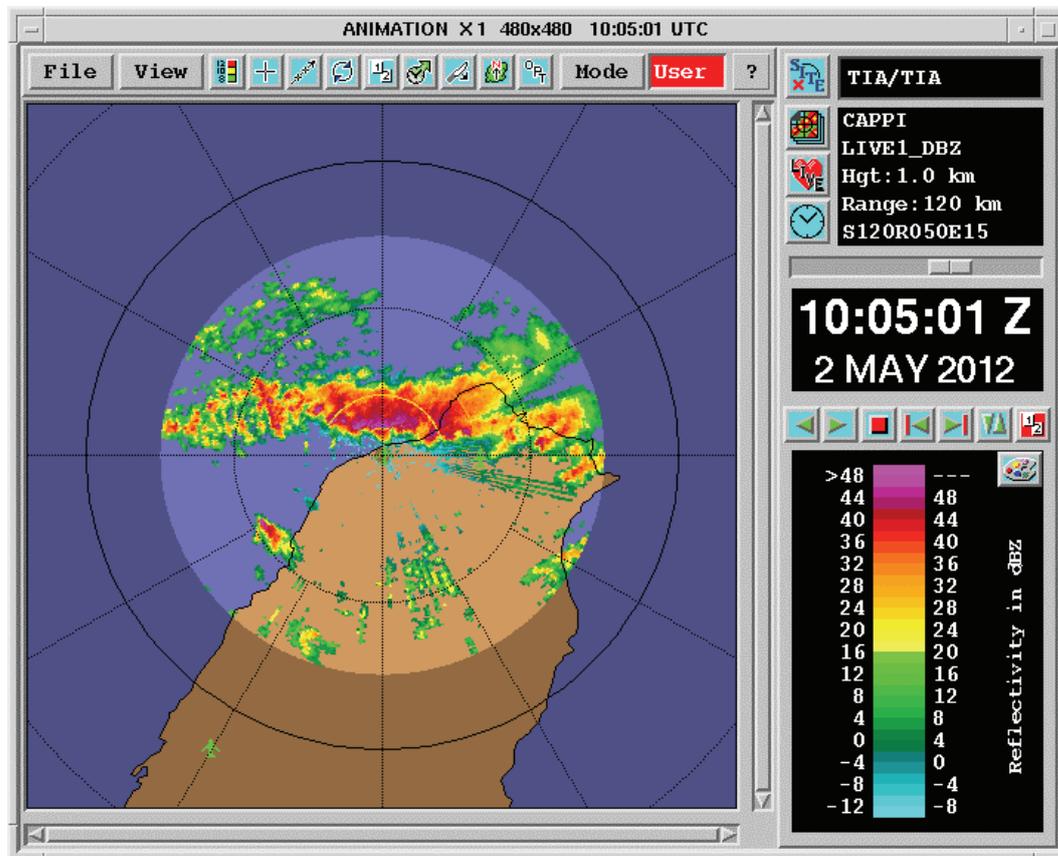


圖 1.7-2 1805 時桃園機場都卜勒氣象雷達回波圖

1.7.2 地面天氣觀測

松山機場地面天氣觀測紀錄如下：

1730 時：風向 320 度，風速 4 浬/時，風向變動範圍 230 度至 020 度；能見度大於 10 公里；臨近有雷暴⁷、小陣雨；稀雲 800 呎、積雨雲疏雲 1,200 呎、裂雲 3,500 呎、裂雲 5,000 呎；溫度 28°C，露點 23°C；高度表撥定值 1004 百帕；趨勢預報—暫時性變動能見度 2,500 公尺，雷雨；備註—雷暴位於西北方至北方，向南移動。(ATIS Q)

1756 時：風向不定，風速 2 浬/時；能見度 8,000 公尺；小雷雨；稀雲 500 呎、

⁷ 雷暴系統位於距機場 8 公里至 16 公里範圍之間。

積雨雲疏雲 800 呎、裂雲 2,000 呎、裂雲 5,000 呎；溫度 28°C，露點 23°C；高度表撥定值 1005 百帕；補充資訊—10 跑道風切；趨勢預報—暫時性變動能見度 1,000 公尺，大雷雨；備註—雷暴位於西北方、北方至東北方，向南移動。(ATIS R)

1800 時：風向不定，風速 4 浬/時，陣風 16 浬/時；能見度 4,500 公尺；小雷雨；稀雲 500 呎、積雨雲疏雲 800 呎、裂雲 2,000 呎、裂雲 5,000 呎；溫度 28°C，露點 23°C；高度表撥定值 1005 百帕；補充資訊—10 跑道風切；趨勢預報—暫時性變動能見度 1,000 公尺，大雷雨；備註—雷暴位於西北方、北方至東北方，向南移動。(ATIS S)

1827 時：風向不定，風速 6 浬/時，陣風 18 浬/時；能見度 2,500 公尺；大雷雨；疏雲 500 呎、積雨雲疏雲 800 呎、裂雲 1,600 呎、裂雲 4,000 呎；溫度 27°C，露點 23°C；高度表撥定值 1005 百帕；補充資訊—28 跑道風切；趨勢預報—暫時性變動能見度 1,000 公尺；備註—10 跑道風向 300 度，風速 11 浬/時，陣風 21 浬/時，雷暴當空。(ATIS T)

1.7.3 低空風切警訊

松山機場低空風切預警系統 (Low Level Wind Shear Alert System, LLWAS) 於事故當日 1700 時至 1830 時之間，10 跑道進場曾出現以下之低空風切警示：

1755:10 時至 1755:50 時：10 跑道進場，風切警示，五邊一浬，風速增量 20 浬/時。

1756:00 時至 1756:10 時：10 跑道進場，風切警示，五邊一浬，風速增量 15 浬/時。

1817:00 時至 1817:30 時：10 跑道進場，風切警示，跑道上空，風速增量 20 浬/時。

1822:10：10 跑道進場，風切警示，跑道上空，風速增量 15 浬/時。

1827:10 時至 1827:50 時：10 跑道進場，風切警示，跑道上空，風速增量 15 哩/時。

1.8 助、導航設施

依據松山機場管制臺班務工作紀錄表及臺北裝修區臺助航設備臺工作日記，事故當日松山機場 ILS 無異常紀錄。

民航局飛航服務總臺各管制單位於民國 100 年 6 月完成單位合併及新航管自動化系統 (Air Traffic Management System, ATMS) 轉移，民國 100 年 6 月 30 日開始使用 ATMS 作業，全系統正式啓用時間為民國 100 年 10 月 5 日。區管中心、近場管制塔臺及民航局負責之塔臺皆使用該系統，管制席位透過數據化之航情顯示器 (Air Situation Display, ASD)、鍵盤與電子管制紀錄條之介面與自動化系統互動。

ATMS 之多重監視信號處理功能包括雷達資料之處理、航跡追蹤、自動航跡追蹤、航跡比對、航跡之平順化與預測、高度資料處理、航機自動交接與天氣資料處理等功能，ASD 可選擇顯示包括最低安全高度警示參考圖層 (MSAW Terrains)、雷達天氣回波處理圖層等系統底圖，惟目前天氣回波顯示功能易造成系統不穩定，飛航服務總臺要求管制員暫時停止使用此功能，臺北近場管制塔臺曾於飛航管理系統轉移初期 (民國 100 年 6 月)，於每日 Briefing 報告表宣導「MAP SETTING 之 WEATHER 請勿點選」。

依據飛航管理程序 (Air Traffic Management Procedures, ATMP) 第 5-14-6 節以及 ATMS 操作手冊，ATMS 同時以音頻警示及螢幕顯示方式提供緊急告警與安全警示，提示管制員可能之潛在安全危機。當航情顯示器上顯示緊急告警或安全警示時，應立即研判警示之原因，並採取適當之行動。ATMS 提供之安全警示，包含短程衝突警示 ST (STCA)、地障安全警示 MS (MSAW)、危險空域入侵警示 DA (DAIW)、航路遵循監視 RA (RAM)、許可空層遵循監視 CL (CLAM)、

航點時間警示 TO (estimated Time Over)、遺漏位置報告 MP (MPR)、進入封閉區域探測 SA (SAP) 及飛航計畫衝突警示 CP (FPCF) 等警示。

該機偏航期間，塔臺 ASD 曾顯示 MS、DA 之安全警示；臺北近場臺 ASD 曾顯示 MS、DA、CL 之安全警示，如圖 1.8-1，以及由擴音器發出 MSAW Warning 及 CLAM Warning 音頻警示。

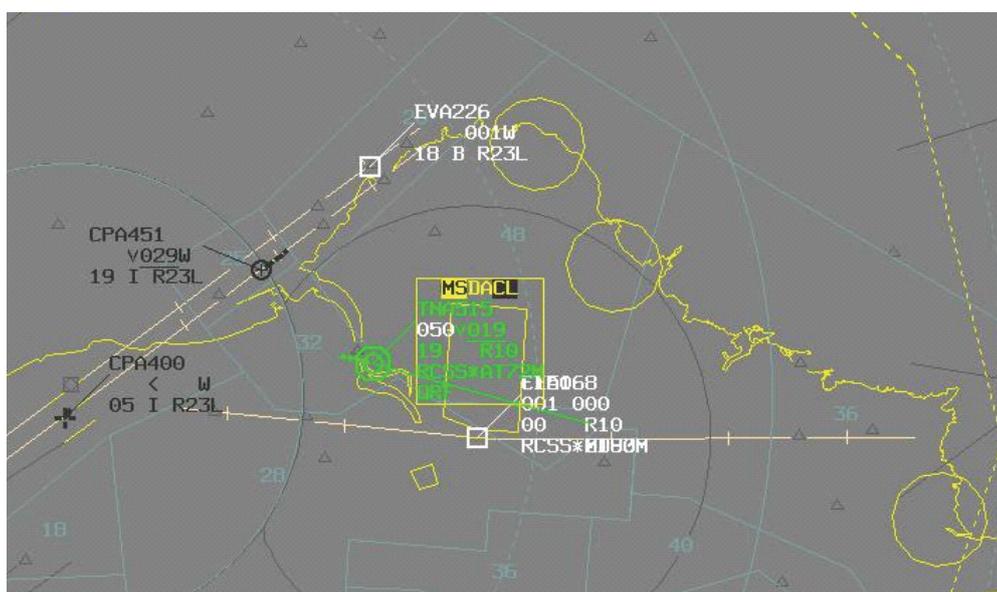


圖 1.8-1 1808:45 時之近場臺 ASD 局部截圖

近場臺與塔臺間依據「臺北近場管制塔臺/松山機場管制臺工作規定」，近場臺將到場航空器轉換至塔臺時機以五邊十浬為原則，塔臺手動接管航空器以五邊五浬或 OUTER MAKER 做為航機聯絡最後參考點，並列舉塔臺與到場航空器無法聯絡時之應變措施。依據訪談，近場臺未具航空器需攔截上最後進場航道後再轉換至塔臺的規定，但有教官於管制員訓練時，以口頭建議管制員待航空器攔截上最後進場航道後再轉換至塔臺。

依據 ATMS 操作手冊，ASD 可依據各管制員的作業習慣及需求，調整顯示範圍、航跡與資料方塊顏色等參數。依據訪談，在近場臺 ASD 顯示範圍部分，一般管制員調整的範圍約於 80 至 140 浬，最常使用的範圍為 120 浬，其次為 130 浬，

席位交接時需恢復為 120 哩之預設值。本案近場臺管制席位 ASD 顯示範圍為 123 哩。

依現行近場臺及塔臺間之管制作業流程，ASD 以不同航跡與資料方塊顏色顯示航空器不同的狀態，讓管制員據以識別與航空器之管轄關係，近場臺將到場航空器轉換至塔臺時，ASD 之航跡與資料方塊之顏色顯示如下：

	臺北近場臺 ASD	塔臺 ASD
塔臺接管前	綠色	黑色
塔臺接管後	灰白閃動 15 秒後變灰色	藍色

在航跡與資料方塊的顏色調整部分，ASD 提供 HIGHLIGHT 功能讓管制員改變航跡與資料方塊的顏色作為提醒，其顏色會因飛航計畫狀態而異。依據訪談，近場臺管制員常以此功能，將其所有管轄下的航空器以顏色區別為進場（深綠色）、離場（淺綠色）航空器，致本案實際之顯示與上述流程相異。由管制席位 ASD 錄影，該機進場時，臺北近場臺及塔臺 ASD 上，該機之航跡與資料方塊顏色顯示如下：

	臺北近場臺 ASD	塔臺 ASD
塔臺接管前	深綠色	黑色
塔臺接管後	白色	藍色

1.9 通信

臺北近場管制塔臺及松山機場管制臺之機場管制席/地面管制席分別以 119.7 及 118.1/121.9 MHz 頻率與該機進行無線電通訊，事故期間無通訊不良紀錄。

1.10 場站資料

無相關議題。

1.11 飛航紀錄器

1.11.1 座艙語音紀錄器

該機裝置固態式座艙語音紀錄器（Solid-State Cockpit Voice Recorder, SSCVR，以下簡稱 CVR），製造商為 L-3 Communications 公司，件號及序號分別為 S200-0012-00 及 00452。該座艙語音紀錄器具備 2 小時記錄能力，其中 30 分鐘為 4 軌高品質錄音，聲源分別來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風、座艙區域麥克風及廣播系統麥克風。

該座艙語音紀錄器下載情形正常，記錄品質良好。CVR 所記錄之語音資料約 123 分 11 秒（1630:51.1 時至 1834:02.2 時⁸），包括該班機起飛、爬升、火警、進場時未攔截下滑道、EGPWS 警告聲、失速警告聲、重新進場及落地等過程，調查小組製作與事故相關約 32 分鐘之 CVR 抄件。

CVR 時間係以 ATC（Air Traffic Control）時間為基準，經比對飛航組員與航管通話的時間後，將 CVR 與 ATC 時間作同步；事故班機之時間系統係以 FDR 時間為基準，經比對 FDR 記錄之無線電按鍵（VHF Key）參數與 CVR 發話時間後，將 FDR 時間與 ATC 時間同步。（FDR 時間=ATC 時間-26 秒）。

1.11.1.1 CVR 語音之警告聲響

根據 ATR72 飛航組員操作手冊第 1.02.10 節，駕駛艙內用以提示飛航組員之警告可分為警告（Warnings）聲響、警示（Cautions）聲響、建議（Advisories）及資訊（Information）。

1. 警告（Warnings）聲響

以連續重複警示聲（Continuous Repetitive Chime, CRC）代表主要警告（Master Warnings），並伴隨特定之紅色警告燈，以指出警告類別（如發動機失火）；以及代表航機存在危險姿態或飛航操作上重要改變之特殊聲響警告，如失速警告

⁸ 時間同步後，以 ATC 時間為參考依據。

(Stall Warning) 以 Cricket 聲表示、自動駕駛解除 (Autopilot Disengage) 以 Cavalry Charge 聲表示、水平安定面調整 (Pitch Trim in Motion) 以 Whooler 聲表示。

2. 警示 (Cautions) 聲響

包括單聲警示聲 (Single Chime)，代表所有類別之警示，並會伴隨特定之琥珀色警示燈，以指出警示類別；以及飛航操作上給予飛航組員之提示：如高度提示 (Altitude Alert) 以 C-Chord 聲響表示、自動駕駛能力降級 (Autopilot Capability Downgrade) 以 3 個 click 聲表示、通話呼叫 (如 Interphone Calls) 以 Door Bell 聲表示。

3. 建議 (Advisories)

為需要飛航組員監控的情況，僅以琥珀色警示燈提示而不會有任何聲響提示。

4. 資訊 (Information)

為最輕微之警示等級，通常是一般性之飛航狀況提示，並以藍、綠或白色燈號指示。

除飛航控制系統提供之警告聲響，該機裝置之 EGPWS 亦會對飛航組員發出警示或警告聲響，如「TERRAIN AHEAD, TERRAIN AHEAD」及「TERRAIN AHEAD, PULL UP」等。

CVR 錄音抄件中可辨識之警示聲響及對應時間表與失速警告聲響相關之時間表如附錄四。

1.11.2 飛航資料紀錄器

該機裝置固態式飛航資料紀錄器 (Solid-State Flight Data Recorder, SSFDR，以下簡稱 FDR)，製造商為 L-3 Communications 公司，件號及序號分別為

S800-3000-00 及 00556，該飛航資料紀錄器資料長度為 41 小時 36 分鐘 16 秒，該飛航紀錄器共記錄 138 項參數。事故發生後，本會依據復興提供之 ATR 解讀文件⁹ 進行解讀，飛航紀錄器解讀後，將記錄之世界標準時間參數轉換為 ATC 時間，時間同步詳 1.11.1，FDR 資料摘錄如下：

起飛至火警警告作動期間：

- 1741:51 時，該班機 FDR 開始記錄；1832:57 時，該班機 FDR 停止記錄。
- 1749:54 時，磁航向 95 度，「All Gear WOW」參數由 Ground 轉為 Air；1750:08 時，「AP Engaged」參數由 Not Engaged 轉為 Engaged。
- 1750:58 時，主要警告（Master Warning）作動並持續 6 秒，此時無線電高度（Radio Height）為 1,725 呎，空速 143 浬/時，地速 144 浬/時，左右發動機油門連桿角度¹⁰（Power Lever Angle, PLA）分別為 77 度及 73 度，左右發動機 ITT 分別為攝氏 759 度及 714 度。
- 1753:28 時，主要警告再次作動，至 1755:06 時期間，主要警告陸續作動 20 次。
- 1754:36 時至 1754:43 時，左發動機油門連桿角度由 76 度下降至 36 度，並維持至降落階段，1754:40 時至 1754:51 時，左發動機扭力（Torque）由 80% 下降至 0%，左發動機 NH 由 96% 下降至 73%，左發動機 NL 由 95% 下降至 52%。
- 1755:03 時至 1755:07 時，左發動機 NP 由 82% 下降至 28%，之後左發動機 NP 為 0%。
- 1755:05 時至 1755:17 時，左發動機 NH 由 73% 下降至 0%；1755:05 時至 1756:16 時，左發動機 NL 由 52% 下降至 3%。

火警警告作動至 EGPWS 警告作動期間：

- 1807:14 時至 1809:58 時，「Pitch GS Armed」為 active。
- 1807:14 時至 1809:52 時，「Roll LOC Armed」為 active。
- 1809:53 時至 1809:58 時，「Roll LOC Engaged」為 active。
- 1808:02 時至 1808:13 時，「GPWS Status」參數記錄值為 One Mode Activated，

⁹ 解讀文件【ATR DFDR READING Service Letter. Date: Apr 15/94, REVERSION No.: 3 – Mar 31/6, SERVICE LETTER No.: ATR72-31-6010】

¹⁰ Power Lever Angle, PLA 參數為 HMU 油門連桿位置之角度，訊號來源為 EEC。

空速變化為 211 浬/時至 194 浬/時，高度由 2,710 呎下降至最低 2,365 呎，無線電高度由 2,450 呎下降至最低 1,586 呎，由左坡度（滾轉角¹¹）1.8 度增加至右坡度 32.7 度，1808:07 時，「AP Engaged」由 Engaged 轉為 Not Engaged。

- 1808:12 時至 1808:21 時，右發動機油門連桿角度由 36 度上升至 80 度，右發動機扭力由 0% 上升至 100%，右發動機 NH 由 73% 上升至 100%，右發動機 NL 由 53% 上升至 100%，NP 變化為 102% 至 99% 間，最高為右坡度 41.5 度。
- 1808:22 時至 1811:16 時，右發動機油門連桿角度變化為 73 度至 89 度之間，先由 80 度下降至 73 度，再上升至最高 89 度。

EGPWS 警告作動至失速警告作動期間：

- 1811:17 時至 1811:21 時、1811:47 時以及 1811:49 時至 1811:53 時，「GPWS Status」參數記錄值為 One Mode Activated。
- 1810:34 時至 1811:09 時，空速由 153 浬/時下降至 94 浬/時，高度由 3,158 呎上升至 3,724 呎。
- 1811:10 時至 1811:16 時，空速由 103 浬/時上升至 125 浬/時，高度由 3,721 呎下降至 3,548 呎。
- 1811:17 時至 1811:53 時，空速由 124 浬/時下降至最低 91 浬/時，再上升至最高 145 浬/時，高度變化為 3,490 呎至 3,994 呎之間，無線電高度由 2,194 呎下降至最低 1,125 呎。俯仰角由 1.8 度增加至最高 27.2 度，再減少至最低負 8.5 度。由左坡度 1.8 度增加至右坡度 14.1 度，再減少至左坡度 39.4 度。右發動機油門連桿角度變化為 86 度至 90 度之間。風向變化為 253 度至 262 度之間，風速為 21 浬/時至 44 浬/時之間。
- 1815:35 時，「AP Engaged」由 Not Engaged 轉為 Engaged。
- 1823:12 時至 1823:14 時，「Roll LOC Armed」為 active，1823:15 時至 1827:01 時，「Roll LOC Engaged」為 active。1823:13 時至 1823:21 時，「Pitch GS Armed」為 active，1823:22 時至 1827:01 時，「Pitch GS Engaged」為 active。
- 1826:56 時，磁航向 95 度，「All Gear WOW」由 Air 轉為 Ground。

諮詢顯示單元（ADU）警示參數：

¹¹ 滾轉角（Roll）>0：right wing down。

- 本次事故航班自起飛至落地期間，「ADU Caution Active」參數曾 27 次由「inactive」轉為「active」，最長持續時間為 74 秒，詳附錄五。

該航班事故階段以及 EGPWS 作動期間之飛航資料繪圖如圖 1.11-1 及圖 1.11-2，EGPWS 作動期間之飛航軌跡¹²套疊如圖 1.11-3。

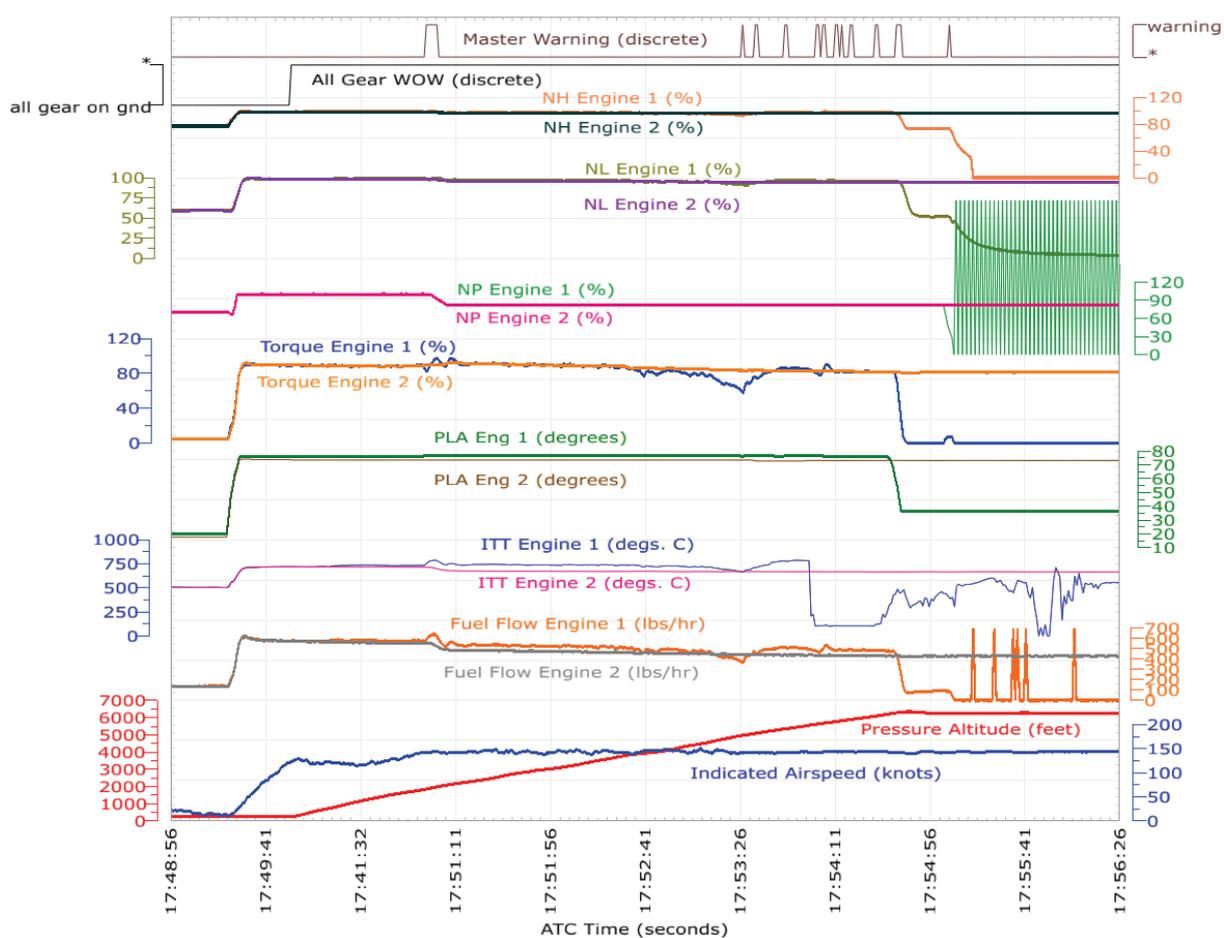


圖 1.11-1 事故階段相關飛航參數

¹² 飛航軌跡之來源為 FDR 所記錄之經緯度坐標參數。

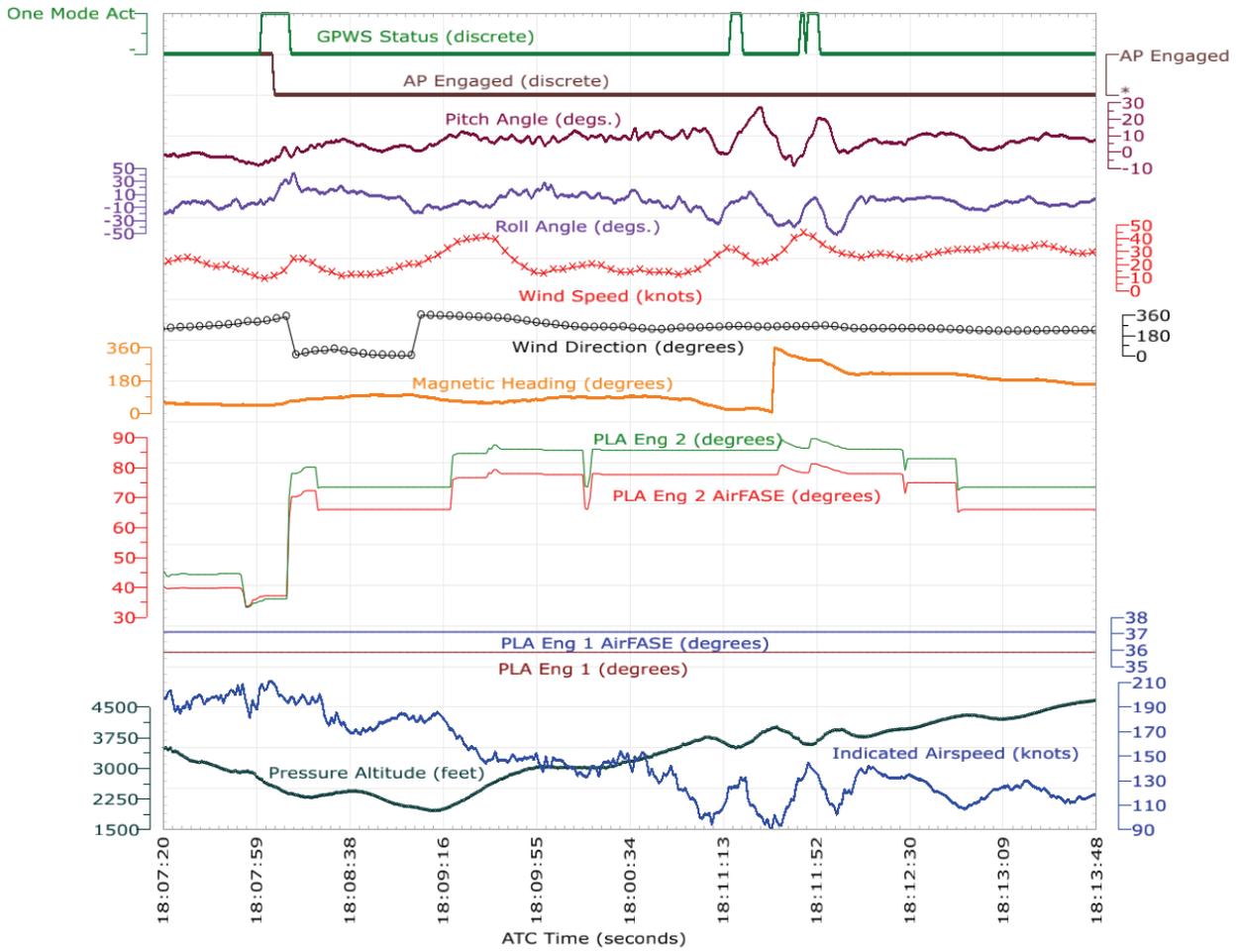


圖 1.11-2 EGPWS 作動期間相關飛航參數¹³

¹³ 「PLA Eng # AirFASE」參數係使用復興 FOQA 軟體 (AirFASE) 中之 PLA 轉換公式, 「PLA Eng #」參數係使用 ATR 解讀文件中之 PLA 轉換公式, 兩參數值皆使用 FDR 原始資料解讀。

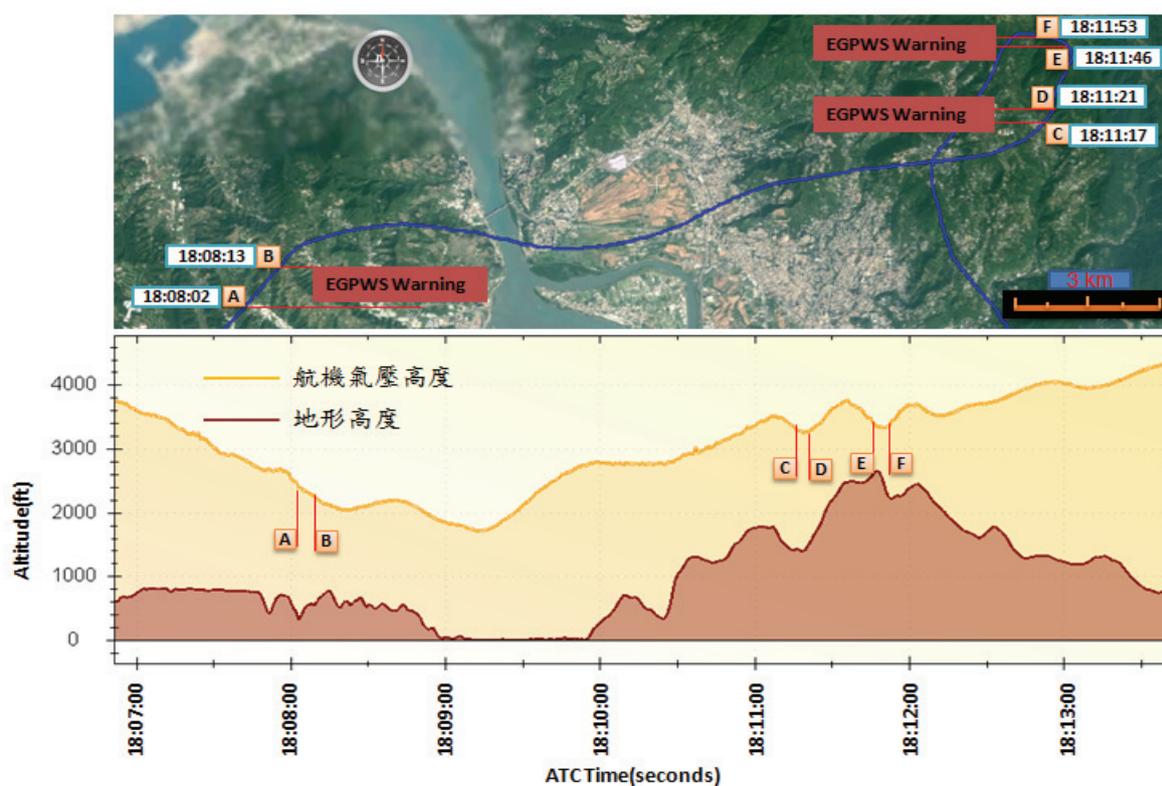


圖 1.11-3 EGPWS 作動期間航跡地形套疊圖

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

除左發動機火警所造成之損害外，航空器無損害。

1.13 醫療與病理

無相關議題。

1.14 火災

因左發動機火災致部分機身結構遭受火損，相關部位損壞情形如後。

1.14.1 火損狀況

事故發生後，專案調查小組於民國 101 年 5 月 3 日至復興棚廠勘驗發生火災之左發動機，發現鋁質漏放歧管（draining manifold）已熔化崩塌，與其相連接之 4 根燃油/滑油排放管（如圖 1.14-1 標號①、③、④、⑤）自與漏放歧管接合處脫

開，2 根燃油/滑油出口管（如圖 1.14-1 標號⑥、⑦）自與漏放歧管接合處掉落於進氣口底部後整流罩上。

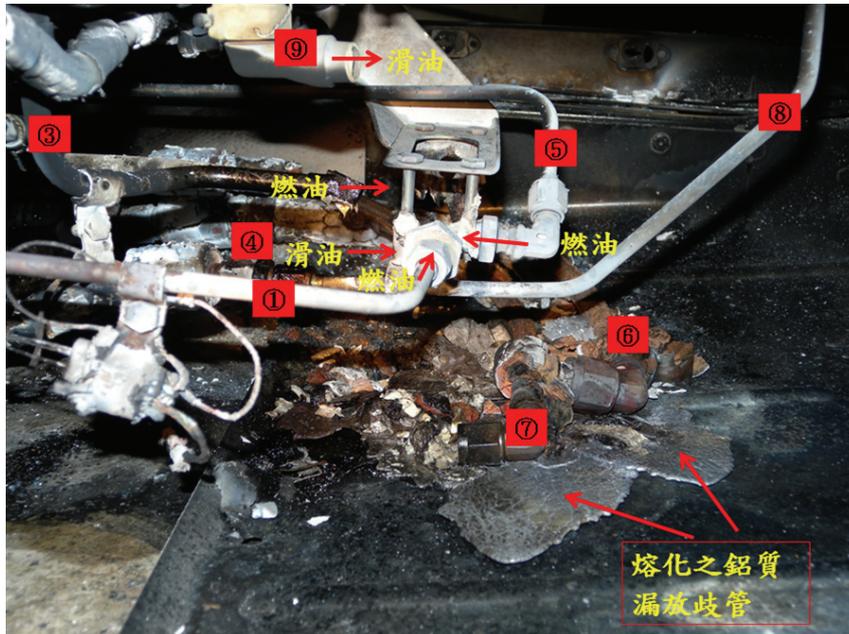


圖 1.14-1 發動機漏放歧管火損狀況

依據 ATR 結構工程師於民國 101 年 5 月 8 至 10 日復興棚廠檢視該機之損壞報告及專案小組現場之調查，損壞部位計有發動機吊架、發動機減震基座、排氣尾管及噴流管、機翼下箱型結構及其整流罩及進氣口後段底部整流罩等，各相關部位損壞情形如下。

- 機翼下箱型結構整流罩飛行火燒痕跡及吊架遭受熱損



圖 1.14-2 機翼下箱型結構整流罩火燒痕跡及吊架遭受熱損

- 發動機減震基座、排氣尾管及噴流管遭受熱損



圖 1.14-3 發動機減震基座、排氣尾管及噴流管遭受熱損

- 機翼下箱型結構、整流罩遭受熱損



圖 1.14-4 機翼下箱型結構、整流罩遭受熱損

- 進氣口後段底部整流罩結構遭受火損



圖 1.14-5 進氣口後段底部整流罩結構火損

1.14.1.1 滲油疏放管路

該型發動機滲油疏放管路功能係用以收集滲、洩漏之滑油及燃油，經由連接之管路，各類滲、洩漏之滑油及燃油被集中到漏放歧管，經由漏放管罩排出機外，小部分燃油則直接由漏放管排出機外。

圖 1.14-6 為該機右發動機漏放歧管與相連接管路照片，事故左發動機與右發動機構型稍有差異，圖中標號②之管路左發動機無須安裝；連接至漏放歧管之燃油管路計 3 根（如圖 1.14-6 標號①、③、⑤），滑油管路則有 1 根（如圖 1.14-6 標號④），洩油在漏放歧管集中後，燃油及滑油再經由漏放管罩分別由標號⑥、⑦之軟管排出機外，⑨ 6,7 號軸承滑油回油管，各管路詳細資料如表 1.14-1。

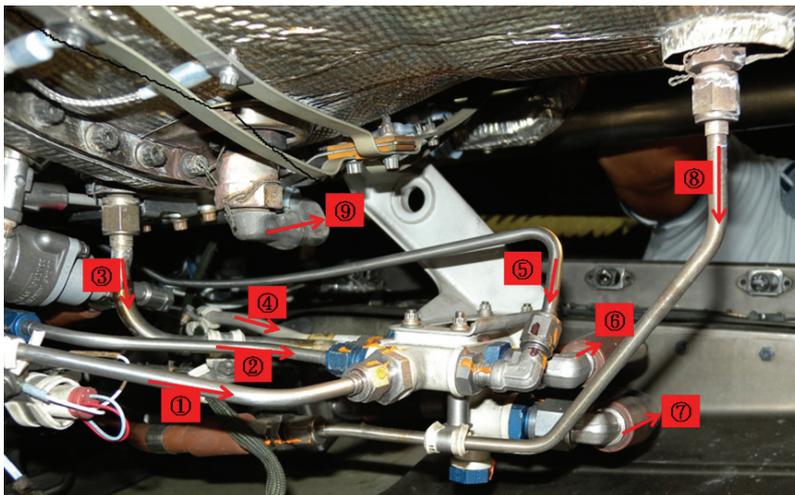


圖 1.14-6 右發動機之滲油疏放、回油管路

表 1.14-1 管路名稱及油品種類

編號	名稱	油品種類
①	雙管壁燃油排放管	燃油
②	左發動機無須安裝	無
③	燃燒室燃油排放管	燃油
④	發電機、螺旋槳煞車滑油排放管	滑油
⑤	燃油控制器及高壓燃油泵排放管	燃油
⑥	燃油餘油出口管	燃油
⑦	滑油餘油出口管	滑油
⑧	動力渦輪段燃油餘油管	燃油

⑨	6,7 號軸承滑油回油管	滑油
⑩	6,7 號軸承滑油通氣管	滑油

1.14.1.2 滑油管損壞

左發動機 6,7 號軸承滑油回油管自管件接頭處斷裂，管件斷裂口由原朝發動機右側方向轉為向後方向（詳圖 1.14-7）。



圖 1.14-7 6,7 號軸承滑油回油管斷裂口

如圖 1.14-8 所示，圖中標號⑩為左發動機 6,7 號軸承通氣管，位於發動機右側，自管路接頭處斷裂，且管件斷裂口前方之機匣及管路表面發現有滑油散佈跡象（詳圖 1.14-9）。

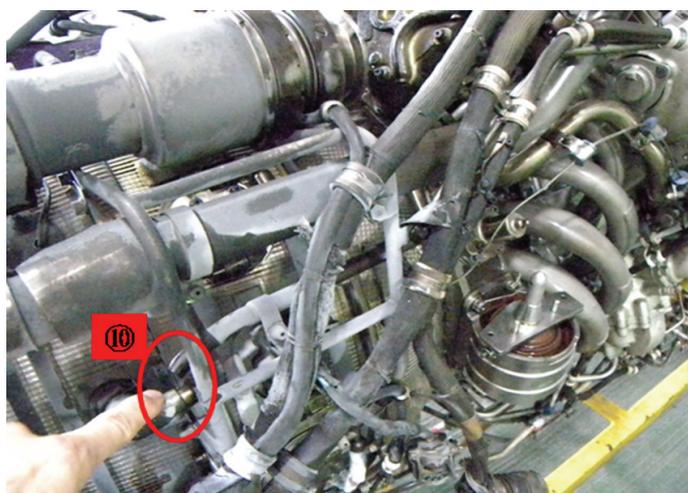


圖 1.14-8 6,7 號軸承通氣管斷裂

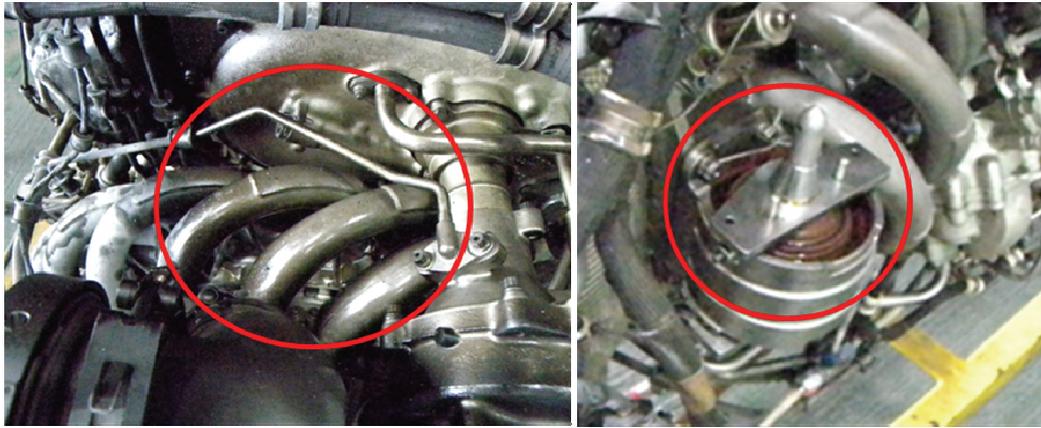


圖 1.14-9 滑油散佈痕跡

1.15 生還因素

無相關議題。

1.16 測試與研究

1.16.1 發動機拆解及動力渦輪葉片實驗室檢查

因復興不具備該型發動機細部拆解能量，經專案調查小組透過加拿大運輸安全委員會 (Transportation Safety Board, TSB)，聯繫發動機製造廠 P&WC 協助執行發動機拆檢，並由 TSB 授權代表檢視拆檢工作 (拆檢報告詳附錄六)。

另發動機製造廠協助執行發動機拆檢後，拆檢下左發動機第 1 級動力渦輪葉片由 TSB 授權代表送 P&WC 實驗室做金相分析測試 (測試報告詳附錄六)。

拆檢結果及測試結果摘要如下：

- 5.1 該事件肇因係第 1 級動力渦輪葉片疲勞裂紋成長，最後承受過載張應力而造成第 1 級動力渦輪葉片破壞，斷裂之葉片導致其它第 1 級動力渦輪葉片及第 2 級動力渦輪葉片受撞擊損傷及破壞，疲勞裂紋起始於第 1 級動力渦輪葉片翼切形高壓及低壓面位於口袋區附近之製造縮孔葉片。(5.1 The reported event was the result of the fracturing of a PT1 blade by fatigue propagation with a

final rupture by tensile overload. The liberated section caused impact damage and fracture to the remaining PT1 and PT2 blades and vanes. The fatigue initiation originated from shrinkage porosities adjacently located at the lightning hole on the pressure and suction walls of the airfoil.)

- 5.2 因動力渦輪段轉子轉動不平衡，造成進氣渦輪道（ITD）固定螺栓、低壓段渦輪外罩組件之凸緣、位於支架上之 6、7 號軸承通氣管及回油管組件等之斷裂。此不平衡情況係源自發動機第 1 級動力渦輪葉片斷裂及隨後發生之其它葉片破壞；而軸承通氣管及回油管組件等之斷裂導致滑油逸出及附件齒輪箱（AGB）靜態壓力不平衡，這造成滑油壓力指示異常，洩漏之滑油被引燃並觸發發動機艙之火警。（5.2 *Fretting and fracturing damages of the ITD retention bolts, the flange of the LPT housing assembly and No. 6 and 7 bearings vent and scavenge tube assemblies with the holding brackets were caused by imbalance of the PT rotors. The out of balance condition was initiated by the fracture of the PT1 blade #1 and subsequent turbine blade damages. Fracturing of the scavenge and vent tubes caused an oil leakage and imbalance of the AGB static pressure. This generated the reported erratic oil pressure indication and the trigger of the initial source and ignition for the engine fire nacelle.*）
- 5.3 其它鄰近受損組件為二次損壞。（5.3 *All other adjacent hardware damage was secondary.*）

1.16.2 燃油控制器調校

專案調查小組為確認主控油器（HMU）與駕駛艙油門手柄角度是否同步，於民國 101 年 7 月 20 日至復興棚廠檢視右發動機調校（Rigging），調校步驟 1，將駕駛艙內油門手柄置於 Flight Idle 位置，於發動機側必須能將調校插銷（Rigging pin）插入如圖 1.16-1 左圖燃油控制器上之調校定位孔①，確認銷入定位孔後即予取出；調校步驟 2，將駕駛艙油門手柄推至約 82° 至 84° 之間位置，再以調校插

銷驗證是否可插入如圖 1.16-1 右圖所示調校定位孔②。於該發動機調校過程中，調校插銷均可插入 2 處燃油控制器之調校定位孔。



圖 1.16-1 燃油控制器調校插孔位置圖

專案調查小組於民國 102 年 3 月 12 日至復興棚廠，查證該機發動機油門鋼纜張力 (Tension) 之維護狀況；依據復興維護計畫，油門手柄鋼纜張力為 2C 定檢時執行檢查，該機上次執行檢查日期為民國 100 年 12 月 5 日，左、右油門手柄控制鋼纜張力檢查結果為 47.5 磅至 50 磅；本次鋼纜張力查證日期在該機預劃下次 2C 定檢日期民國 104 年 12 月之時距內，查證結果為左、右油門手柄控制鋼纜張力為 45 磅至 47.5 磅 (詳圖 1.16-2)，均在最低 40 磅之可接受範圍內。

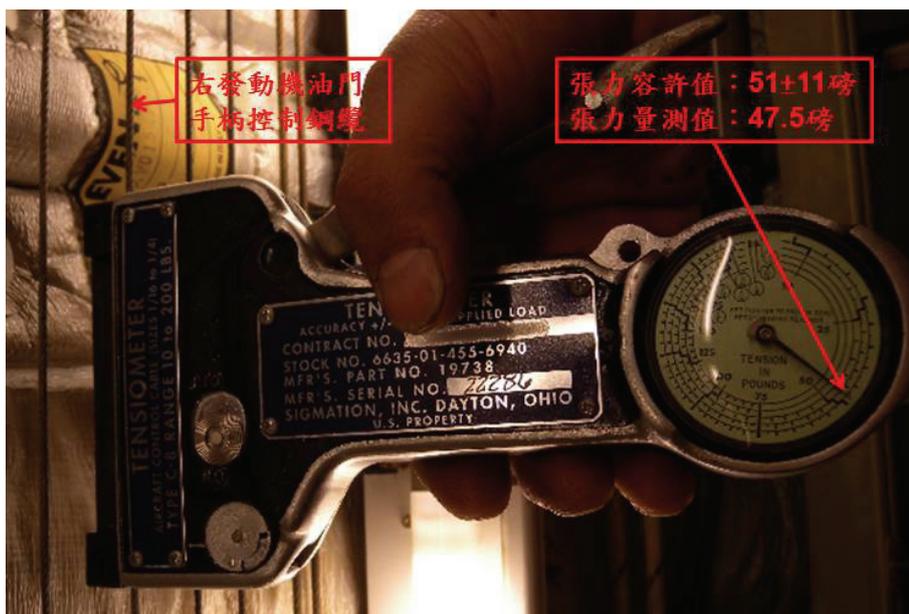


圖 1.16-2 油門手柄控制鋼纜張力量測

1.16.3 EGPWS 觀察

本觀察之目的為在實際瞭解 EGPWS 於地面及飛航中之顯示；地面觀察部分使用 ATR-72 型機，於民國 101 年 6 月 14 日夜間會同復興機務人員依照 EGPWS 地面測試程序執行，其聲響警告之顯示與手冊之敘述相符。飛航觀察於民國 101 年 6 月 26 日及 29 日利用 GE007 及 GE5051 班機於航機起飛、爬升及巡航中觀察 EHSI 上之地形顯示，依當時顯示之範圍，如有地形高於航機高度者顯示紅色，低於航機高度之地形則顯示綠色，銀幕右下角有最高與最低地形之數值顯示與手冊之敘述相符（如圖 1.16-2）。



圖 1.16-3 EHSI 之 EGPWS 地形顯示

1.16.4 駕駛盤角度量測

專案調查小組為確認駕駛盤與副翼及擾流板之連動關係，於民國 101 年 8 月 9 日至復興棚廠，於 B-22810 機駕駛艙模擬操作駕駛盤，藉由一具安裝於駕駛盤上之數位式角度儀，量測副翼及擾流板作動期間所須駕駛盤操作量。

依據復興 ATR 飛機維修手冊 (Aircraft Maintenance Manual, AMM, Mar. 2012) 第 27-11-00 節，駕駛盤於正常狀況下，其自中心位置向左或向右之最大操作行程各為 87° ，副翼向上或向下之最大角度為 14° ，副翼調整片向上或向下之最大角

度則為 10° ；當駕駛盤向左或向右操作至 65° 時，連動之副翼角度可到達最大之 14° ，若將駕駛盤繼續向左或向右操作，此時副翼角度固定於 14° 不再改變，副翼調整片則會向上或向下至最大角度 10° 。另依據 AMM 第 27-61-00 節，航機於地面無空氣動力負載時，擾流板與副翼之角度為線性連動關係，副翼角度為 2.5° 時，擾流板開始作動升起，副翼與副翼調整片操縱桿角度為 14.4° 時（相當於副翼 14° 與副翼調整片 1° ），擾流板可達最大角度 57° ；航機於飛行時，副翼與副翼調整片操縱桿角度會依兩者角度和而增加。

執行駕駛盤角度量測前，專案調查小組先確認駕駛盤最大行程角度，駕駛盤向左最大操作量為 86.7° ，向右則為 87.1° ；當擾流板開始作動時，正駕駛上方廊板擾流板指示燈將會亮起，量測結果為：駕駛盤向左/右操作至 $17^{\circ}/12.2^{\circ}$ 時擾流板指示燈亮；將駕駛盤向左/右操作至 65° ，觀察副翼向上或向下之角度，然後再將駕駛盤繼續向左/右操作至操作行程止檔位置（約為 87° ），觀察副翼未再向上或向下偏向，擾流板則有一微小之向上偏向量。

1.16.5 模擬機測試

調查小組航務分組成員二員，會同 ATR 法國及新加坡試飛機師代表及復興航空機長，於民國 101 年 10 月 5 日赴 Bangkok Airway 模擬機中心，使用 ATR72 型模擬機進行測試，飛航過程、載重、天氣與路徑係模擬事故航班當日之飛航情況。

測試目的：

- 驗證 ATR -72 AFM 及復興航空 ATR-72 飛航組員訓練手冊、飛航組員操作手冊 EGPWS Mode 2 Caution/Warning Recovery 程序。
- 驗證在與事故當日類比天氣條件、航機高度、航向及姿態、單發動機操作及 ILS 攔截位置下，是否能攔截 RCSS 10ILS。
- 以類比 FDR 條件測試自動駕駛控期間 ADU 出現 4 段較長訊息內容。

- 依事故當日天氣條件驗證對自動駕駛、飛航組員操作及攔截 RCSS 10ILS 影響。
- 依事故當日類比條件驗證 Power Lever 由 Notch 推至 RAMP 位置，發動機馬力是否會隨之增加。

測試條件如下：

載重平衡	TTL 11753	DOW 30238	TOF 5300
	TOW 47291	TIF 1281	LDW 46010
	ZFMAC 26.5	TOMAC 27.7	LAMAC 27.5
	WTS IN KILOS		
天氣	RCSS 05004KT 3000 SHRA FEW018CB SCT020 OVC040 31/25 Q1007		
離到場機場	RCSS		
	RCSS ILS 10 Intercepting evaluation P. Alt 3623 IAS 196 Heading 070 Pitch -3.1 Wind 228/20 ENG 2 Torque 19 Position as illustrated		

測試結果：

- EGPWS 操作程序

復興航空 ATR-72 飛航組員訓練手冊中，EGPWS Mode 2 Warning Recovery 操作程序為將飛機仰角帶至最大 25 度，易導致飛機失速。ATR-72 飛航組員操作手冊中 EGPWS Mode 2 Warning Recovery 操作程序為重飛程序，於正常重飛時，需分別執行收 FLAP 及 LANDING GEAR 之程序，速度保持 VGA，但遭遇 EGPWS Warning 時，飛機可能有各種不同外型，且須保持最大爬升梯度速度，非經說明細節，飛航組員不易正確執行此避讓程序。模擬機設定起飛重量為 47000 磅，於高度 3000 呎及速度 200 浬/時，分別測試雙發動機及單發動機 EGPWS 避讓程序，雙發動機巡航狀況，按下重飛按鈕，油門推至 RAMP，

跟隨 Flight Director，飛機初期仰角約為 9 度及 2500 呎/分之上升率，速度調整為最大爬升梯度速度(White Bug Speed)，選擇 IAS Mode，飛機獲得仰角約為 15 度之爬升。單發動機巡航狀況，按下重飛按鈕，油門推至 RAMP，跟隨 Flight Director，速度調整為最大爬升梯度速度(White Bug Speed)，選擇 IAS Mode，飛機可穩定獲得 500-600 呎/分之上升率。

- 松山機場 ILS 10 攔截測試

單發動機情況下，於事故機相同 FDR 環境條件及 APP 狀況 Mode ARM 位置，Localizer 可攔截上。增強右側風至 40 浬/時或增大右發動機 TQ 至 80% 狀況下，Localizer 亦可攔截上。

- 亂流測試

模擬機設定亂流強度範圍為 0 至 10，測試時設定 5 到 10 亂流強度，自動駕駛皆可維持高度且不會自動跳脫。

- GA(RAMP)馬力測試

模擬與事故機類比飛航狀況、環境及條件下，將單發動機油門手柄由 Notch 推至 RAMP 位置，發動機馬力皆會隨之增加。

- ADU 警告訊息測試

依據 FDR 及載重平衡資料，設定 ADU 警告訊息出現較長 4 段(1755:31-1756:17, 1804:12-1804:49, 1805:21-1806:21, 1806:34-1806:57)之飛航狀況(高度、速度、航向、仰角、翻滾角、方向舵使用量、副翼配平使用量、方向舵配平使用量、發動機馬力 TQ、風向及大小)，其 ADU 警告訊息皆為「RETRIM ROLL R WING DN」。

1.17 組織與管理

無相關議題。

1.18 其他資料

1.18.1 P&WC 發動機第 1 級動力渦輪葉片縮孔缺陷

P&WC 生產之 PW100 系列發動機計有 PW120、PW124 及 PW127 等三種不同系列，截至民國 100 年 10 月底止，總生產數量共計 6,152 具，上述 3 種不同系列發動機均裝用相同之第 1 級動力渦輪葉片。

依據 P&WC 所提供資料，自民國 94 年至 100 年，全球 PW100 系列發動機因第 1 級動力渦輪葉片問題致發生事故共計 28 件，其中包含發生於民國 98 年 2 月 11 日，由本會調查 1 架國籍航空器裝用 P&WC 之 PW123 型發動機飛航事故；民國 94 至 100 年間因第 1 級動力渦輪葉片缺陷肇致事故發生次數詳表 1.18-1，其中有 7 件造成發動機空中關俾；事故原因為第 1 級動力渦輪葉片鑄造時，未能檢出於葉片口袋區附近之縮孔缺陷。

針對前述國籍航空器飛航事故，本會於民國 99 年 7 月完成調查後，於調查報告中建議加拿大運輸部要求加拿大普惠公司，應具備有效檢出 PW123 型發動機 1 級動力渦輪轉子葉片縮孔超限之程序或方法。

表 1.18-1 第 1 級動力渦輪葉片失效事故統計

	民國 94 年 (件)	民國 95 年 (件)	民國 96 年 (件)	民國 97 年 (件)	民國 98 年 (件)	民國 99 年 (件)	民國 100 年 (件)
總計	3	1	2	7	8	4	3

民國 100 年 7 月至 10 月期間，歐盟其中 3 國（匈牙利、丹麥及義大利）各發生一起 ATR 42/72 飛機重大意外事件，3 件事務飛機均裝用 PW127 型發動機，上述 3 件事務經各事故國調查單位調查後，於民國 101 年 2 月邀集 ATR、P&WC 於羅馬舉行研討會，會議中 P&WC 亦針對該廠前期所生產發動機第 1 級動力渦輪葉片所發生之葉片縮孔缺陷致發生事故之案例提報，P&WC 同時針對第 1 級動力渦

輪葉片製造廠 X 光檢查、修理廠及使用者之檢查分別提出建議改善方案。

依該會議中 P&WC 簡報，於民國 97 年之前，P&WC 對第 1 級動力渦輪葉片之 X 光攝影檢查部位有：葉片後緣、翼切面及葉片根部，X 光片保存期限 2 年；針對未能檢出葉片之鑄造縮孔缺陷，P&WC 自民國 97 年起導入 X 光雙重檢查，以及增加葉片口袋區附近之 X 光特別檢查，此特別檢查採用較緩慢之 X 光拍照速度，以及使用更微細粒子 X 光底片，並將 X 光片保存期限延長至 10 年。

P&WC 發動機製造廠針對該廠所生產發動機第 1 級動力渦輪葉片可能存在縮孔瑕疵，於民國 97 年 3 月 13 日發出編號 SB 21766 服務通告，之後陸續於同年 4 月 17 日、6 月 11 日及 8 月 15 日發出第一、二、三版修訂版（如附錄三）；依據第三版修訂版通告內容，某些第 1 級動力渦輪葉片有存在縮孔狀況，因受限於檢查無法全面檢出，P&WC 於該通告列出可能受影響之發動機型別、序號及葉片料號、序號，建議使用者依通告建議期限更換受影響之第 1 級動力渦輪葉片，建議依不同發動機序號及葉片料號、序號區分檢查期限為 3,000 小時、5,000 小時及當有拆換發動機模組時等 3 類。

參照民國 101 年 2 月 P&WC 會議簡報，自民國 97 年至民國 100 年期間，PW100 系列發動機因第 1 級動力渦輪葉片縮孔缺陷事故數計有 22 件，其中 21 件事務發動機第 1 級動力渦輪葉片安裝時間均早於民國 97 年；自民國 97 年開始採用前述改良檢查方式後至民國 100 年止，全球所裝用之 PW100 系列發動機共計有 2,085 具，僅發生 1 件於導入新檢查方式後，因未能檢出葉片縮孔缺陷致發生事故之案例。

依上述各國調查單位研討後發現，該 3 件事務均裝用 PWC 127 型發動機事故原因均為第 1 級動力渦輪葉片縮孔缺陷所致，共通性如下：

- 事故均發生在飛機初始爬升階段；
- 事故原因均源自發動機第 1 級動力渦輪葉片斷裂掉落，使動力渦輪段損壞以

及轉動不平衡，動力渦輪盤不平衡轉動經由 6、7 號軸承外罩傳遞，使 6、7 號軸承室固定螺桿斷裂，滑油管被拉扯扭斷造成滑油逸出，洩漏之滑油與高溫之發動機機件接觸造成起火；

- 第 1 級動力渦輪葉片斷裂原因來自鑄造時，葉片因縮孔缺陷產生裂紋，裂紋因低循環應力過程逐漸成長終至斷裂。

針對研討結果，前述 3 國調查單位於民國 101 年 4 月 2 日共同具名發出飛安改善建議，其中對加拿大運輸部 2 項飛安改善建議如下：

- 考慮提前報廢在引進新型非破壞性檢驗前所生產之第 1 級動力渦輪葉片，或使用一次 X 光照相即可完成之檢查方法，檢查所有已累積且超過相當週期數之第 1 級動力渦輪葉片，尤其應著重於葉片口袋區域附近材料，以排除葉片可能存在之疲勞裂紋；
- 針對第 1 級動力渦輪葉片之龐大生產數量，評估引進一種暫時性量測方法的可能性，可選擇一樣板葉片，使用斷層攝影法照相比對，以便驗證該量測方法較 2008 年所使用的 X 光攝影檢驗法更能有效找出葉片缺陷。

匈牙利調查單位亦於事故調查後，於民國 101 年 7 月 26 日對歐洲航空安全局及加拿大運輸部提出與上述相同之 2 項飛安改善建議。

1.18.2 發動機油門角度與扭矩輸出之關係

依據復興 AMM 第 76-11 節，發動機之油門開度依不同參考元件得值不同，參考元件計有：螺旋槳閥門模組 (Propeller Valve Module, PVM)、主控油器 (HMU) 及駕駛艙油門手柄 (詳圖 1.18-1)；當駕駛艙油門手柄於 T.O.DETENT (NOTCH) 位置時，對照 HMU 油門控制連桿，其角度為 75°，將駕駛艙油門手柄推至「RTO RAMP」起始位置時，HMU 油門控制連桿角度則為 88° (詳圖 1.18-2)。

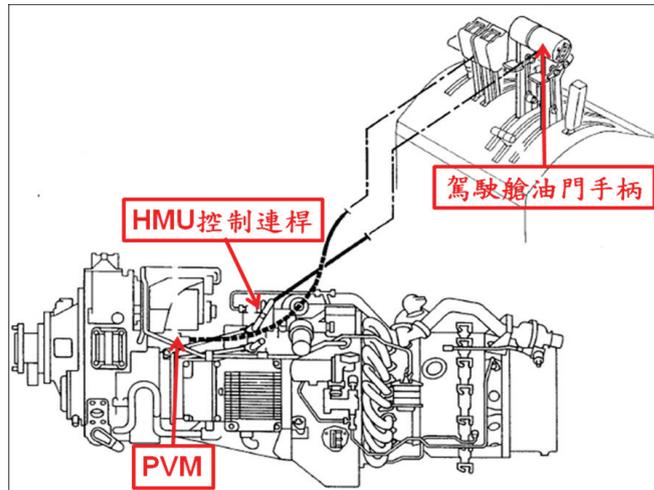


圖 1.18-1 動力系統控制鋼纜連接示意圖

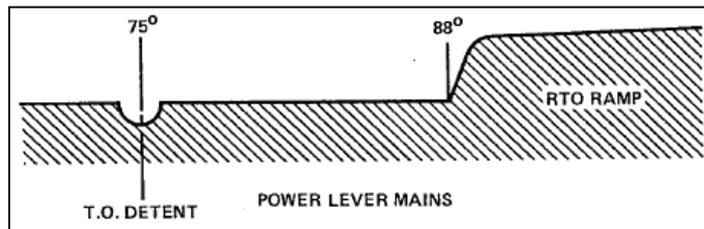


圖 1.18-2 駕駛艙油門手柄位置與 HMU 油門連桿角度關係圖

依據復興 ATR 飛機飛航組員操作手冊 (Flight Crew Operating Manual, FCOM, Apr. 2008) 第 1.16.30 頁 (詳圖 1.18-3), 顯示駕駛艙油門手柄於「NOTCH」位置時, 其角度為 67° , 扭矩輸出固定為 90%, 駕駛艙油門手柄若推至 81° 之「RAMP」起始位置, 其扭矩輸出可達 100%。

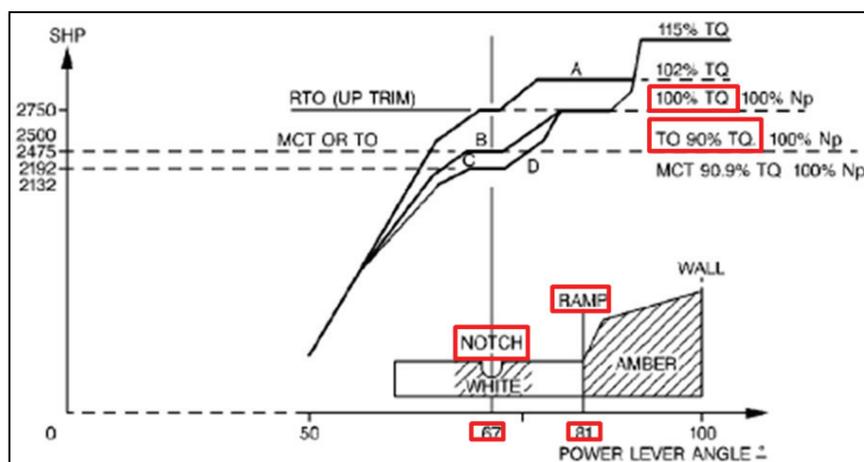


圖 1.18-3 駕駛艙油門手柄位置與扭矩關係圖

1.18.3 增強型近地警告系統

依據復興 AMM 第 34-48-00 節，增強型近地警告系統（Enhanced Ground Proximity Warning System, EGPWS）為飛機導航系統之一，可於飛機接近地障且有撞擊風險時，及時提供飛航組員警告訊息，EGPWS 無須地面電台提供飛航相關資訊，系統接收來自飛機：大氣資料系統（Air Data System, ADS）、飛航管理系統（Flight Management System, FMS）、無線電高度表（Radio Altimeter, RA）、襟翼、起落架以及 GPS 等訊號，經處理後產生必要之警告/注意燈號或聲響警告予飛航組員；GPWS 具備 6 種模式：過大下降率（mode 1）、過大地障接近率（mode 2）、起飛後喪失高度（mode 3）、不安全之離地淨空（mode 4）、下滑道過低（mode 5）、以及低於預定高度（mode 6）時之提示呼叫；該機裝置 Honeywell MK VIII EGPWS，除 6 種基本 GPWS 模式外，另增加地障淨空底限（Terrain Clearance Floor, TCF）及地障警覺（Terrain Awareness, TA）功能。

EGPWS 系統元件除 1 具近地警告電腦（Ground Proximity Warning Computer, GPWC）外，另包含：2 只 GPWS/G/S 按鈕開關（1）、1 只 NORM/FLAP OVRD/OFF 保護開關（2）、1 只 TERR FAULT/OFF 按鈕開關（3）、1 只 FAULT/OFF 警示燈號（4）以及 2 只 DSP SEL-RDR/TERR 按鈕開關（5）（各開關位置標號詳圖 1.18-4）

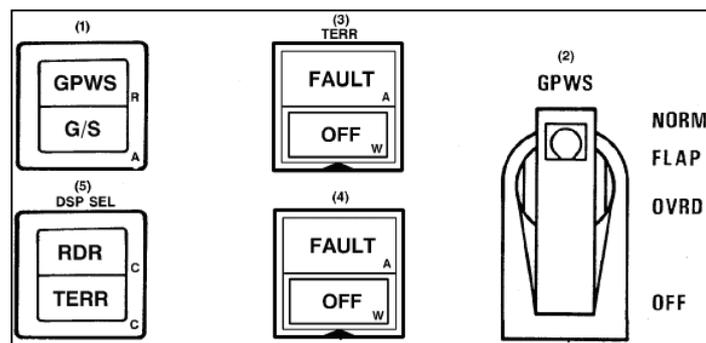


圖 1.18-4 駕駛艙 EGPWS 相關開關

當 EGPWS 模式 1、2、3 及 4 被觸發時，圖 1.18-4 中標號（1）EGPWS 按鈕開關以代表警告之黑底紅色顯示，同時伴隨聲響警告；當模式 5 被觸發時，標號

(1) G/S 按鈕開關以代表注意之黑底琥珀色顯示，同時伴隨聲響警告；當飛機高度介於地面與 1,000 呎之間按下該開關時，聲響警告及黑底琥珀色之 G/S 顯示將會被抑制 (Inhibition)，當飛機高度超過 1,000 呎時，模式 5 警告將會被重置；標號 (2) 之 NORM 保護開關位置指 EGPWS 作用正常，FLAP OVRD 開關位置指模擬降落之襟翼外型，OFF 開關位置指 EGPWS 被抑制無作用；標號 (3) FAULT/OFF 按鈕開關用以開啓 EGPWS 功能；標號 (4) 警示燈號用以指示 NORM/FLAP OVRD/OFF 開關位置；標號 (5) DSP SEL 按鈕開關用以選擇不同顯示介面；依據 Honeywell MK VIII EGPWS Pilot's Guide，增強型功能可依據航機之實際位置、航向角、軌跡及速度，產生地障警告帶 (Warning Ribbon) 與注意帶 (Caution Ribbon)，發出注意或警告聲響。進入注意帶時發出「TERRAIN AHEAD, TERRAIN AHEAD」聲響；進入警告帶時發出「TERRAIN AHEAD, PULL UP」聲響，並伴隨飛航組員導航螢幕 (Navigation Display, ND) 之動態顯示 (詳圖 1.18-5)。

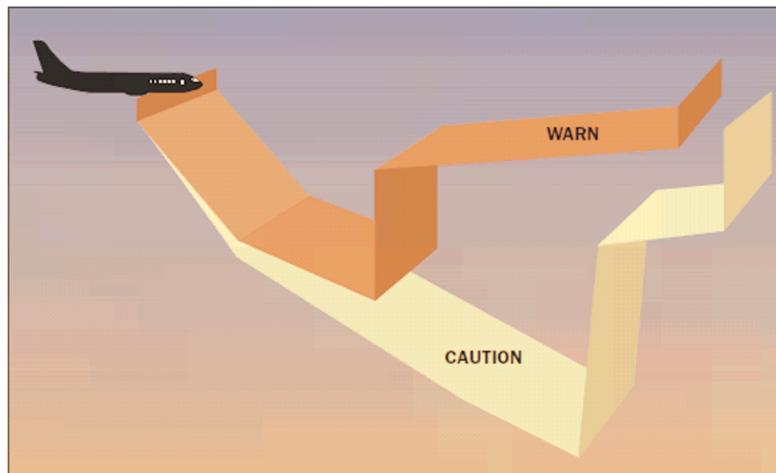


圖 1.18-5 EGPWS 之地障警示功能示意圖

1.18.4 失速警告系統

飛機失速警告系統 (Stall Warning System, SWS) 能在航空器失速前提供駕駛員警告，該機失速警告由兩種不同裝置提供：

主警告：當飛機接近臨界失速攻角時將會啓動警告聲響及駕駛桿振盪器

(Stick Shaker) 警告；

輔助警告：當攻角繼續增加接近至失速時，將會致動駕駛桿推桿器 (Stick Pusher)，立即下壓駕駛桿使飛機向下推頭，減小攻角。

SWS 主警告系統元件包含：2 具攻角探測器、2 具多功能電腦 (Multi Function Computer, MFC) 及操縱桿振盪器；MFC 接收 2 具攻角探測器所傳遞之攻角訊號，經處理比較後，若攻角在不同飛機外型下超出如表 1.18-2 所列限制，將會致動警告聲響及駕駛桿振盪器警告。

表 1.18-2 不同飛機外型致動主失速警告之對應攻角

襟翼角度	飛航狀況	
	正常	
0°	15.9°	
15°	16.3°	
33°	15.5° + Δ ALPHA ¹⁴	

SWS 輔助警告系統元件除攻角探測器及 MFC 外，另包含縱駕駛桿推桿器；MFC 接收 2 具攻角探測器所傳遞之攻角訊號，經處理比較後，若攻角在不同飛機外型下超出如表 1.18-3 所列限制，將會致動駕駛桿推桿器警告。

表 1.18-3 不同飛機外型致動輔助失速警告之對應攻角

襟翼角度	飛航狀況	
	正常	
	扭矩 ≤ 10%	扭矩 ≥ 35%
0°	19.9°	19.9°
15°	21.3°	21.3°
33°	22.5°	20.1°

1.18.5 事故後飛航組員再派遣

「航空器飛航安全相關事件處理規則」第十條：民航局於航空器發生飛安

¹⁴ Δ ALPHA 依發動機扭矩輸出而定，其值介於 0 與 0.9 之間。

相關事件後，於有下列情事之一時，得協調航空器所有人或使用人暫時停止相關航空人員之任務派遣：

- 一、事件調查之需要。
- 二、為穩定當事人情緒。
- 三、為加強人員訓練。

前項因素消除後，得由航空器所有人或使用人陳報民航局，回復相關航空人員之任務派遣。

「聯管中心作業手冊」中遇異常情況，機隊調度決策原則在考量組員因素時，需預估飛航組員繼續執行任務後，是否會超過工作時間或是飛航時間限制；身心狀態是否適合繼續執行任務等相關考量因素後，粗估何者影響層面最小且最符合經濟效益之成本考量作為調度之依據，作業手冊中 11.4 緊急情況之處理程序為：聯管中心人員於執勤中，若發生緊急飛安及特殊事件（如嚴重之人員傷害或飛機損壞、危險物品及炸彈等），聯管中心值班人員應立即通報民航局、聯管中心主管、安管室，其他單位如航務處或機務處則視情況通知，並得請求相關單位協助。

本次事故航班落地後，飛航組員接受復興聯管中心之再派遣，於更換飛機後繼續執行松山-馬公-高雄之飛航任務。

正、副駕駛員於訪談時表示，基於公司營運之考量同意接受派遣繼續執行後續任務，聯管中心值班簽派員表示，當時看兩位飛航組員一切狀況良好，情緒穩定，加上航班已延誤近兩小時，時間緊迫，因此就安排執行後續任務，兩位飛航組員亦沒有提出異議；聯管中心經理說明目前公司的程序中，一般而言航機發生事故返航後，簽派員可依飛航組員當時身心狀況，來決定適不適合再派遣其執行後續飛航任務，另要考量線上是否有飛航組員可供調派，及詢問航務處是否有待命組員可以執行任務。除了預估飛航組員可能超過法規之工時/飛時限度情況外，未明訂什麼情況下不可再派遣飛航組員執行任務，事故當日亦未與航務處聯繫。

1.18.6 訪談資料

1.18.6.1 正駕駛員訪談摘要

正駕駛員事故當日約於 1327 時報到，按規定閱讀相關資料並進行任務提示後，先執行松山-金門-松山來回任務，約於 1700 時回到松山落地，1740 時後推繼續執行松山-馬公任務。起飛前曾進行起飛及離場提示，當時未發現任何異常狀況，MEL 上無相關缺點，起飛時由副駕駛員擔任 PF，一切正常，使用 MUCHA TWO HOTEL 離場程序，向航管申請爬高至 8 千呎。約莫爬升至 3 千至 5 千呎時，一 CAP 警告燈閃了一下後自行熄滅，因為警告燈未持續亮著，無法分辨是什麼警告，當時認為是 flight control 的問題，副駕駛員曾說「gust lock 動一下」，後來就好了。不久後警告燈又閃了一下，一開始亦無法確認是什麼警告，檢查儀表後看見滑油壓力表之指針在晃動且越晃越低，滑油溫度則未到紅線，未發現不正常，檢查發動機儀表發現 torque 及 NP 都是好的，兩邊的數目字都一樣，但是 ITT 已下降至兩百多，緊接著 local 的 Oil Pressure 燈亮起，一會兒後 Engine One Fire 燈也亮起，Master Warning 也開始噹噹作響，當時曾短暫聞到一焦臭味。正駕駛員便請副駕駛員告知航管該機因機械問題申請返航松山，正駕駛員則依火警程序將 power lever 收至 flight idle，將 condition lever 置於 feather 位置並 shut off，抬頭看見 T-handle 亮，便將 T-handle 拉出，與副駕駛員一起等候約 10 秒後，打出第一顆滅火彈，因為火仍未熄，故約於 30 秒後打出第二顆滅火彈。因為忙於返航操作，未注意到 T-handle 燈是在第二顆滅火彈打出後多久熄滅的。滅完火後，正駕駛員請副駕駛員作 checklist，自己則接手擔任 PF。整個過程正駕駛員並未目視到火光，客艙組員亦未反應看見火光。做完 in flight engine fire 程序後，接著就做 single engine operation 程序。程序做完後，正駕駛員將舵調整好，並將自動駕駛儀重新接上。

約距離機場十多哩時，航管曾於引導過程中詢問是否需要地面支援，正駕駛員因抬頭看見 T-handle 燈已經熄滅，因而回答「不需要」。後續於 ILS 進場時，

航管引導以 070 航向去攔截 096 航向，當時忙於執行緊急程序及與客艙通聯、廣播等事情（客艙組員曾請求中、英文廣播，亦曾詢問落地時是否須採取防撞姿勢），以致於「approach mode」按晚了，未攔截到 10 跑道 localizer，飛機因而進入丘陵區域，幾秒後 EGPWS 就發出「terrain terrain」的警告聲，當時航管許可之高度為 2 千 8 百呎，而該機卻下降至 1 千 9 百呎左右，正駕駛員認為可能是壞氣流的因素所致，期間自動駕駛亦曾因遭遇壞氣流而跳掉過幾次。後來航管也曾要求該機爬高，正駕駛員趕緊將好的那一側發動機油門推到 ramp 位置，當時 condition lever 位在 auto 位置，power management 則位在 cruise 位置，torque 值當時未注意，後來正駕駛員曾將 power management 放到 MCT 位置，但不確定在什麼時間點。起初航管詢問時仍可目視地面，正駕駛員依目視判斷將飛機帶起後向右轉彎，後來進雲無法目視時，曾請求航管引導，但航管回答要 5 千呎以上才可引導，因此當時只能盡量往南面爬高，過程中「terrain terrain」警告聲曾叫了幾次，但記得「terrain ahead」及「terrain pull up」的警告聲應該沒有出來。正駕駛員知道 EHSI 已自動轉換至 terrain 模式，但因當時專注於操作，故未去看上面的顯示，副駕駛員有看並曾告知 EHSI 顯示多為綠色，紅色區域則仍有一段距離。在爬高的過程中，飛機爬得非常困難，現在回想可能是因為當時想右轉，但在左發動機故障、速度小、大馬力之情況下，即使舵已用滿了、rudder trim 也打了，仍感覺轉不動，加大 bank 後使得升力減小，因此飛機爬得很困難。後來不記得在什麼時間點，正駕駛員曾將 flap 放下至 15 度位置。

正駕駛員曾經感覺到駕駛桿抖動的失速警告，時間很短，當時覺得可能是 bank 壓得比較多，又想要爬升，所以速度就小了。另外，當時亦曾感覺到一股上升氣流，不知道速度是否是在那個時候變小的。當時因為油門已在最大的位置，因此就鬆了點機頭，放 flap 之時間可能晚了一些。出雲後「terrain」警告聲也停了，在航管重新引導之下，再次進場安全落地。

正駕駛員表示，依照當時情況，應該是要呼叫 pan pan，但認為程序都完成，且該機種遭遇單發動機失效時只需儘速落地（ASAP），因此返航過程中僅告知

航管該機有機械故障，請求引導回航，未宣告緊急狀況。由於兩位飛航組員僅告知航管該機遭遇機械故障，未進一步說明，因此航管不知道該機當時係以單發動機飛行。正駕駛認為航管對於該機之協助都蠻好的，該機進入 terrain 區域時，航管亦有提醒，惟當該機因進雲而無法持續目視、請求航管引導時，航管回答要 5 千呎以上才可引導，因此僅告知航向 180。正駕駛員表示，先前並不知道航管單位有「5 千呎以上才可引導」之規定。

正駕駛員認為自發動機起火至返場落地過程中，曾於五股、林口上空遭遇風切，當時的風很大，過去很少遇到這麼大的風，除此之外並未有其他操作上之困難。

事故當日返回松山落地後，候機室運務人員原欲直接將正、副駕駛員接往另一架飛機上，正駕駛員感覺不對，便要求先前往聯管中心瞭解情況，不知是否因當日狀況較多，聯管中心人員顯得十分忙碌。

起飛前於機外進行發動機檢查之方式，係由外觀來確認外罩是否扣上，螺旋槳葉片是否有缺口，並用手扳動右發動機螺旋槳葉片，確認為鎖住之情況。

正駕駛員知道松山機場為一特殊機場，航機於松山機場重飛時，有爬升梯度之限制，但不清楚該型機滿載時是否能達到此一限制，當時亦未曾想過轉往桃園機場落地。

訓練手冊中，雖然有規定每趟飛行皆要填寫起飛資料表及落地資料表，但實際上絕大多數飛航組員都未填，而是以查閱機上速度卡的方式代替，ATIS 資料則是抄寫在別的地方，航務主管也知道這個現象。

平常在模擬機訓練作單發動機科目時，爬升時的速度為 white bug speed (以 4 萬 7 千磅而言，為 137)，平飛時最恰當的速度為 180，下降的速度則為 160、170。公司的訓練中未提到螺旋槳飛機在單發動機情況下，要向正常發動機的那一側壓點坡度，造成一點 side slip，以增加升力。

依照程序，正常情況下當 EGPWS「terrain」警告聲響起後，須解除自動駕駛，將 power lever 推至 ramp 位置，建立 25 度仰角。事故當日於 2 千 8 百呎遭遇 EGPWS「terrain」警告時，一開始有掉高度，後來則爬升至 4 千呎。基於訓練因素，正駕駛員多半與較資淺之副駕駛員搭配，而本次事故之副駕駛員則為資深副駕駛員，故本次事故前，正駕駛員並不常與事故副駕駛員搭配。正駕駛員認為副駕駛員在飛行方面之表現正常。正駕駛員表示，不知道 engine fire 有新的 procedure，最近一年內手冊相關程序應無更新。

正駕駛員表示，在每半年一次的模擬機訓練中，一定會有 EGPWS 科目，帶飛教官會加入一訊號來模擬情況，但是模擬機的儀表上並沒有顯示 terrain 模式。實際飛行時，執行松山 MUCHA TWO QUEBEC 離場及花蓮回松山經過中央山脈時，會將 terrain page 叫出來看。

1.18.6.2 副駕駛員訪談摘要

副駕駛員表示：當日飛行正常，報到第一批松山到金門，擔任 PM，飛機情況正常，發動機也無異常現象。本批飛馬公預計由副駕駛員擔任 PF，申請木柵 2 Hotel 離場，起飛後約 1 分鐘，有一注意警示聲響，但發生時間很短暫，以為是 Flight Control 問題，之後就消失。約 5,000 呎時，滑油警告燈開始閃亮，有反覆閃亮現象，次數不記得，CAP 燈也有亮，開始檢查儀表，發現是 1 號滑油壓力警告燈亮，滑油壓力在 Amber 及 Red 間擺動、ITT 下掉，不久 Eng. Fire warning 響起，由正駕駛員接手操作航機，並要求確認狀況，正副駕駛員一同確認，左邊一號 Eng. Fire 警告燈亮，正駕駛員開始執行 Memory Item，並請副駕駛員通知航管機械有問題，請求雷達引導落地，航管告知以 ILS 進場。正駕駛員完成 Memory Item，包括將左發動機動力置於 Flight Idle，Condition Level FTR 後 Fuel SO，將 Fire Handle 拉出，等約 10 秒後由副駕駛員擊發第一個滅火彈，等 30 秒後發現手柄燈及 CAP 燈持續亮，於是擊發第二個滅火彈，火警警告燈約於進入第一次 ILS 前檢查發現燈熄掉了。程序完成後，又請副駕駛員依 Check List 再檢查一遍。之

後客艙組員來電告知有乘客發現左發動機不轉，正駕駛員告知左發動機有問題，狀況已控制，之後會向乘客廣播。因客艙組員告知機上有外籍乘客，提醒須使用外語廣播，於是與正駕駛員一面執执行程序，一面作 PA 廣播，之後客艙組員告知尚未廣播英文，於是使用英語廣播，廣播完後發現航機偏離 Localizer 左邊，航管也通知飛機偏航道左邊，之後航管要求爬高並右轉，當時感覺航機爬不上去，甚至飛機高度還下降，但航管知道我們高度約 2,200, 2,300 呎，一直叫我們爬升，但副駕駛員未告知航管航機爬不上去，只告知航管正爬升中，但情況一直未改善，之後 Terrain 警告響起，當時正右轉中，高度無法爬高，檢查 EGPWS 螢幕發現，右邊是綠色有地障，而左邊是黑色無地障，當時好像建議左轉，航管曾問是否可保持目視，當時看窗外可以目視，但之後陸續進入真天氣，問航管可否雷達引導，但航管告知 5,000 呎以下無法引導，當時想趕快脫離地障，看螢幕知道右前方有地障，左方沒有，且能目視淡水河，所以告知航管左轉脫離地障。期間正駕駛員曾叫將 Flap 置於 15 度，並將發動機動力置於 Ramp 位置再前，於是開始有上升率，航機也恢復操作，可以轉彎，之後收 Flap，接 Auto Pilot，於是告知航管執行第二次 ILS 進場，落地前航管有告知當時風為 130/13，問我們意向，經檢查符合落地限制，落地時感覺飛機受風影響會偏左，但正駕駛員控制很好安全落地，後檢查飛機狀況正常，於是申請滑回關車。發動機發生問題時，座艙有明顯怪味，除發現滑油壓力有問題外並未發現其他儀表有異常顯示。

於起飛至發動機發生問題前，由副駕駛員擔任 PF，之後由正駕駛員接手，PM 於進場前之職責為協助 PIC，念 Check list，注意航機姿態，是否 Stable、Approach Min.、提醒速度、高度、偏側及 Standard Call out 等，第一次攔截五邊操控是使用 Auto Pilot，副駕駛員正執行 PA，等發現時航機已偏了，航管也在呼叫。至於偏側原因，可能是 Rudder Trim 沒用，因為單發動機如未用 Trim 飛機會向左偏。第二次進場時順利攔上五邊，覺得程序都很正常無疏漏，為何第一次未攔上，並不知道確實原因。

有關 Terrain 警告響後，檢查 Scope，航管叫航機右轉爬高，告知正駕駛員航

管要求右轉爬高，正駕駛員加油門爬高，右轉，因當時航機無法爬升且右轉很慢，坡度蠻大但無法達到預期動作，當時檢查 Scope 右前方是綠色，有點緊張，後來 Flap 放出來，情況就改善了。飛航全程中並未發現有失速警告之聲響。至於為何航機爬不上來，副駕駛員認為因起飛重量接近全載重，單發動機、坡度不平在轉彎中，上升率就低，飛機在顛頗，操作起來有困難，應該是性能問題。事故當時僅通知航管有機械問題，未宣告緊急狀況，所以航管不瞭解當時飛機狀況，但當時航管知道我們爬不起來，卻很堅持 5,000 呎以下不引導，本次事故因覺得相關緊急，處置都很正常，直到發生 Terrain 才發現狀況不對，以後如有類似情況，會直接向航管報告遭遇單發動機及 Terrain 並請求引導。有關此次事故後再被派飛經由馬公至高雄，受訪者覺得因為經過一次意外，需要身心調適，覺得不應再被派飛。

此次發生 Terrain 狀況時，印像中 Scope 顯示的是綠色，未出現紅色，模擬機訓練有關 Terrain 之訓練，並無紅黃等顏色識別之訓練。

1.18.6.3 簽派員訪談摘要

簽派員領有民航局核發之簽派員檢定證，進入復興服務已有 14 年時間。事故當日 1800 時，接獲松山機場航務組電話通知該公司 GE515 航班回航，經詢問得知回航原因為機械故障。約 1810 時，事故機正駕駛員於空中呼叫告知要回航，向其詢問原因時，正駕駛員停頓一下後，告知「fire」、「No.1 engine」，簽派員甲便通知機務 MCC。

該機約於 1827 時落地，機務人員於下客後前去處理，於 1850 時接獲機務人員通報後，先後通知聯管中心經理及安管室經理。

簽派員表示，依據公司的規定，在當日情況下，簽派員的職責是要通知聯管中心經理及安管室經理，後面的程序則由聯管中心經理來完成；有檢定證之簽派員可依情況自行決定是否繼續派遣飛航組員執行後續任務。兩位飛航組員在事故

航班落地後，曾進入聯管中心辦公室，當時看兩位飛航組員一切狀況良好，情緒穩定，加上航班已延誤近兩小時，時間緊迫，因此就安排執行後續任務，兩位飛航組員亦沒有提出異議，簽派員甲當時亦未想到後續會有事故調查。至於飛航組員飛時、休時、落地次數等相關限制，平日是由航務處負責，事故當日繼續派遣飛航組員前則未特別確認。假如當日決定不再派遣這兩位飛航組員，調度上雖不會有問題，但因為要通知航務處安排後續事宜，延誤時間將可能再增加一小時以上。

復興聯管中心之班表分為早班及晚班，早班時段共有 4 位人員執勤，其中前排有兩位，一位負責飛機的調度，另一位負責記錄，第三位負責國際線航班，最後一位則負責作隔日的班表；另有一位經理負責統籌及督導。事故當時為晚班時段，該時段只有前排有兩位人員執勤，一位負責飛機的調度，另一位負責記錄，簽派員認為工作負荷不會太重。

1.18.6.4 聯管中心主管訪談摘要

本次事故當時受訪者已下班，簽派員以電話告知情況後，受訪者曾按公司程序以簡訊通報所有主管及民航局檢查員，惟當時僅知是左發動機有異常，還不清楚事情的真正經過。

受訪者表示，目前公司的程序中，除了預估駕駛員可能超過法規之工時/飛時限度情況外，未明訂什麼情況下不可再派遣駕駛員執行任務。一般而言航機發生事故返航後，簽派員可依駕駛員當時身心狀況，來決定適不適合再派遣其執行後續飛航任務。另要考量線上是否有駕駛員可供調派，及詢問航務處是否有待命組員可以執行任務。聯管中心可掌握駕駛員事故當日的工時/飛時是否符合法規，但對於駕駛員每周、每月的飛時限制，則無法看到，事故當日亦未與航務處聯繫。

目前公司駕駛員人力並不吃緊，每天也都有待命組員，因此即使當時決定不再派遣事故航班的兩位駕駛員執行後續任務，也不會造成調派上的問題，但因為

待命組員是在家中待命，因此會有即時性的問題。當日簽派員面對乘客的壓力，以及臨時要調派組員接飛過夜班表之困難性，因此在評估兩位駕駛員之狀況良好後，派遣其繼續執行後續任務，兩位駕駛員亦未表示反對。

簽派員依據過去的經驗及訓練，都清楚只要牽涉到單發動機的事件，都是屬於飛安會的調查範圍，對於民航局與飛安會的調查職權分界也有所瞭解。簽派員當時雖然知道飛安會可能要調查此一事件，但不知道兩位駕駛員要立刻接受調查。

受訪者認為目前的程序有改善的空間，未來應將需要立即更換組員之各種考量層面納入程序之中。組織層面上，若聯管中心能具備簽派員以外的專業人員，或能有一技術副總來管理、協調航務、機務、聯管中心等部門，應會更好。

1.18.6.5 臺北近場管制塔臺管制員訪談摘要

1800 時至 1900 時該員於松西席擔任管制員，上席位時前一位管制員手上只有 3、4 架飛機，交接項目包含該機因機械故障要回航，不需地面支援，且已通知塔臺，以及引導的航向及高度，領知後便繼續引導。當時只有該機比較需要引導，工作負荷正常。

剛開始引導時過程正常，轉航向、下高度皆無異樣，引導至五邊便交接給塔臺。當時桃南席及桃北席飛機很多，且都在躲天氣，因為當時管制的飛機只剩該機，所以交接給塔臺後，正在觀察桃南、桃北席管制的飛機有沒有進到松山空域時，也有瞄到該機在五邊攔上後逐漸往北偏，正要使用熱線與塔臺連絡時，塔臺剛好打過來說該機偏北了，便請塔臺先指示該機爬升至 5,000 呎再換給近場臺。一般是攔上五邊 10 哩左右將飛機交接給塔臺，攔截的位置要在 approach gate 外一哩，因為桃園和松山的空域很近，所以航空器依程序進場大概在泰山之前換給塔臺。確定攔上後才交接，看航向是往 localizer 五邊延長線上就會交接，因為一般管制時是 ASD 是看 120 哩、130 哩的範圍，所以偏 0.3 哩看不出來。飛機交接

給塔臺後需要持續監控到飛機落地，因為該機第一次進場之前，航向、轉向和高度都表現得很正常，所以該機攔上五邊，大概在 9 哩位置就換給塔臺。

剛換回近場臺時，預期該機會依指示爬升，但接手後感覺沒有爬升，反而還在下降中，當時很緊張，因為那個區域的 MVA（最低雷達引導高度）為 3,200 呎，但當時該機高度只有兩千多呎而且在下降中，便一直與該機確認，指示爬升至 5,000 呎。此時該機請求雷達引導，該員指示因低於 MVA 無法引導，先目視爬高保持 5,000 呎，但期間該機高度由兩千呎下到一千多呎，高高低低往北偏到陽明山區，駕駛員要求提供地障的高度，但是依該員的認知，ASD 上只能顯示 MVA，無法看到實際地障的高度，所以回覆儘量爬高至 5,000 呎才能引導。該機後來又因無法保持目視要求雷達引導，但是當時仍舊沒有到達雷達引導的高度，便建議不要往北飛，儘量往南、機場的方向飛。之後該機一直在 3,000 呎左右緩慢爬升，所以讓駕駛員自行操作，待爬升到 MVA 時便開始引導。

ASD 有顯示天氣回波的功能，但是辦公室曾宣導建議不要打開，因為會影響整個系統，所以在席位上通常不會打開此功能。曾因為有飛機請求航向躲避天氣，很好奇想了解天氣回波在哪些區域，便開啓查看後立即關閉，以防造成系統當機，但是一般飛機躲天氣的位置不一定是 ASD 顯示的區域，所以此功能僅是參考用，不會因為有天氣回波就不將飛機往那裏引導。當時雖然不是目視天氣，但是剛開始天氣並沒有太大變化，還算穩定，並沒有打開此功能。

1.18.6.6 松山機場管制臺班務督導訪談摘要

當近場臺通知該機要返航，管制員便知會全部塔臺人員，因為該機是有問題的飛機，當偏出去時立刻到管制員旁邊，將備份席位的無線電打開與該機通話。一般正常情形飛機在泰山轉彎，會觀察飛機速度以及風，風太大飛機有可能會過頭再修回來，如果到距離機場 6、7 哩都沒攔到 localizer，應該就有問題。該機的狀況是機頭一直向北走都沒修回來，再回頭也不可能攔上，所以指示爬高再交給近場臺。該機並沒有說是甚麼機械問題。

一般飛機攔到五邊會換塔臺，塔臺管制員有受過相關的 ATMS 訓練，但是沒有雷達執照。因為塔臺不帶飛機，一般飛機攔上五邊沒有問題就發落地許可，飛機起飛後就換給近場臺。塔臺很少碰到低於 MVA 的警示，曾遇過低於 MVA 的狀況，但是飛機已攔上五邊，所以警告一下子就消失，且後來飛機也正常落地。

1.18.7 飛航管制相關事件

綜整航管雷達、航管波道及平面通訊錄音之飛航管制相關歷程時間表如表 1.18-4 及圖 1.18-6。

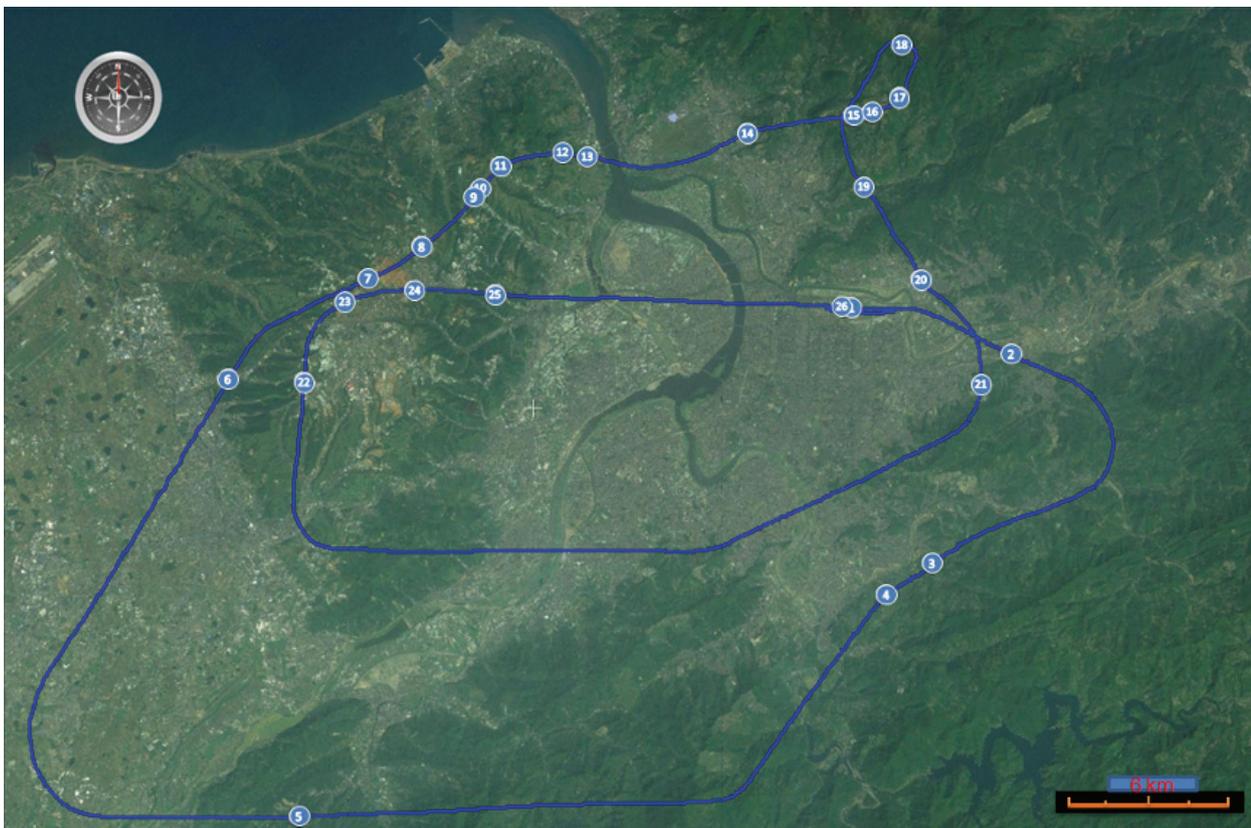


圖 1.18-6 飛航管制歷程圖

表 1.18-4 飛航管制相關歷程時間表

	時間	管制歷程	備註
1	1749:54	GE515 於松山機場起飛	
2	1751:26	近場臺與 GE515 構聯，指示該機爬升至 8,000 呎	
3	1754:44	GE515 告知有機械問題並要求雷達引導返回松山機場	
	1754:56	近場臺指示 GE515 航向 230	
4	1755:15	近場臺詢問是否需要地面支援，GE515 回答不需要	
	1755:24	近場臺告知塔臺 GE515 機械問題回航不需要地面支援	
	1755:32	近場臺指示 GE515 保持 6,000 呎	
	1757:24	近場臺指示 GE515 右轉航向 270	
5	1801:20	近場臺廣播松山機場 ATIS S 能見度 4,500 公尺有輕度雷雨	
	1802:46	近場臺指示 GE515 右轉航向 030	
	1803:14	近場臺指示 GE515 下降並保持 3,000 呎	ASD 顯示 GE515 高度 6,000 呎
6	1806:17	近場臺指示 GE515 右轉航向 070，下降並保持 2,800 呎直到攔截上 localizer，許可 ILS 10 跑道進場	GE515 高度 4,300 呎下降中
7	1807:16	近場臺指示 GE515 換 118.1 波道與塔臺連絡	GE515 高度 3,500 呎下降中。
8	1807:37	GE515 與塔臺構聯並報告正攔截下滑道	GE515 高度 3,000 呎下降中，
	1807:42		塔臺 ASD 顯示 MS 警示
9	1808:03	塔臺管制員以熱線與近場臺連絡，協調將該機交回近場臺管制	GE515 高度 2,700 呎下降中
10	1808:06	塔臺督導呼叫 GE515 已北偏 2 哩	GE515 高度由 2,700 呎下降至 2,400 呎
11	1808:17	塔臺督導指示 GE515 因地障爬升並保持 5,000 呎，換 119.7 波道與近場臺連絡	GE515 高度由 2,200 呎下降至 2,100 呎
12	1808:41	GE515 與近場臺構聯，近場臺指示 GE515 因地障加速爬升至 5,000 呎	GE515 高度 2,200 呎
13	1808:51	GE515 要求雷達引導，近場臺指示 GE515 因地障保持目視加速爬升至 5,000 呎	近場臺於雷達交接後 ASD 顯示 MS 及 DA 警示，以及發出 MSAW Warning 音

			頻警示，GE515 高度 2,200 呎下降中
	1809:13	近場臺詢問 GE515 確認是否爬升中，該機確認	GE515 高度 1,800 呎
	1809:18	近場臺指示 GE515 爬升並保持 5,000 呎	ASD 顯示 MS、DA 及 CL 警示，隨後發出 CLAM Warning 音頻警示，GE515 高度 1,900 呎
14	1809:59	近場臺詢問 GE515 是否保持目視，該機回覆「affirmative」	GE515 高度 2,800 呎
	1810:06	近場臺呼叫 GE515 目前高度 2,800 呎，爬升並保持 5,000 呎，GE515 回覆修正中	
	1810:38	近場臺詢問 GE515 是否在爬升，GE515 回覆目前 3,000 呎	GE515 高度由 2,800 呎爬升至 3,000 呎
	1810:43	近場臺指示 GE515 保持目視，爬升至 5,000 呎才可以引導	GE515 高度 3,000 呎
15	1810:48	GE515 要求協助注意地障，近場臺回覆該區最低引導高度為 4,800 呎	GE515 高度 3,200 呎爬升中
16	1810:57	近場臺詢問 GE515 是否保持目視，GE515 回覆現在在雲中無法保持目視	GE515 高度 3,300 呎爬升中
17	1811:15	近場臺詢問 GE515 是否可右轉往南爬升	GE515 高度由 3,600 呎下降至 3,400 呎，隨後爬升至 3,700 呎
18	1811:54	近場臺呼叫 GE515 目前雷達顯示繼續下降中，指示爬升至 5,000 呎。GE515 回答沒辦法右轉，左轉中	GE515 高度由 3,700 呎下降至 3,400 呎，隨後爬升至 3,700 呎
	1812:45	近場臺詢問 GE515 是否高度為 3,900 呎爬升中，GE515 回覆「對的」	
	1812:55	近場臺詢問儀器裝備是否有異常、localizer 是否沒有攔截到，GE515 回覆「對的」	GE515 高度 4,000 呎
19	1813:49	GE515 要求雷達引導，近場臺回覆目前該機高度 4,500 呎，4,800 呎以上才可以引導	
20	1814:54	近場臺指示 GE515 航向 220，引導至 ILS 10 跑道最後進場航道	GE515 高度 4,900 呎，管制員開始雷達引導
	1815:39	近場臺指示 GE515 右轉航向 250	GE515 高度 5,000 呎
21	1815:58	近場臺詢問 localizer 是否正常，GE515 回覆再試一次	
	1818:16	近場臺指示 GE515 右轉航向 270	
	1819:17	近場臺指示下降並保持 4,000 呎	GE515 高度 5,000 呎

	1820:13	近場臺指示下降並保持 3,000 呎	GE515 高度 4,700 呎 下降中
	1821:18	近場臺指示 GE515 右轉航向 360	
	1821:47	近場臺詢問是否需要地面支援，GE515 回覆不需要	
	1821:59	塔臺告知近場臺目前風 310 度 12 浬/時陣風 18 浬/時，要求詢問該機意向	
	1822:23	近場臺告知 GE515 目前 10 跑道風 330 度 13 浬/時，詢問意向。GE515 回覆繼續使用 10 跑道	
22	1822:44	近場臺指示 GE515 右轉航向 070，保持 3,000 呎直到攔截上 localizer，許可 ILS 10 跑道進場	GE515 高度 3,200 呎 下降中
23	1823:20	GE515 報告已攔截下滑道	
24	1823:48	近場臺指示 GE515 換 118.1 波道與塔臺連絡	
25	1824:17	GE515 與塔臺構聯並報告已攔截下滑道	
	1824:22	塔臺許可 GE515 落地	
26	1826:56	GE515 於松山機場落地	

1.18.8 飛航操作相關資料

1.18.8.1 飛航操作相關手冊

- 航務手冊 (Flight Operations Manual, FOM)

復興第 35 版之航務手冊於民國 100 年 10 月 1 日修定生效，內容共計 13 章；含手冊簡介、縮寫字、工作與職責、空勤組員作業規定、組員資源管理、飛航準備與程序、航行與通訊、特殊天氣操作、飛安與安管、緊急處置程序等。

- ATR-72 飛航手冊 (ATR-72 Airplane Flight Manual, AFM)

復興使用之第 14 版飛航手冊於民國 100 年 4 月修定生效，內容含一般簡介、限制、正常程序、緊急程序、失效後程序、性能、附錄及補充程序等 7 章。

- ATR-72 飛航組員操作手冊 (ATR-72 Flight Crew Operating Manual, FCOM)

復興第 33 版之 FCOM 於民國 99 年 9 月修訂生效，內容包括：手冊管理、系統簡介、操作程序、技巧、限制及性能 4 大部分。

- ATR-72 飛航組員訓練手冊 (ATR-72 Flight Crew Training Manual, FCTM)

復興第 10 版之 FCTM 於民國 100 年 7 月 4 日修訂生效，內容計有縮寫字、定義及限制、一般簡介、飛行前操作、飛航操作、不正常操作、評量標準及補充資料等。

- ATR-72 快速參考手冊 (ATR-72 Quick Reference Handbook, QRH)

復興第 31 版之 ATR-72 型機 QRH 於民國 100 年 9 月 1 日修定生效，內容計有一般簡介、緊急程序、失效後程序、正常程序、操作資料、頁次管理及正常檢查表等。

- ATR 標準操作程序 (ATR S.O.P)

復興第 16 版之 ATR S.O.P 於民國 100 年 2 月 25 日修定生效，內容包含一般資訊、飛行前準備、檢查、地面作業、飛航階段、特殊操作等 25 章。

- 飛航訓練管理手冊 (Flight Training Management Manual, FTMM)。

復興第 29 版之 FTMM 於民國 100 年 9 月 13 日修定生效，內容包含機種新進訓練、機種轉換訓練、升等訓練等。

1.18.8.2 飛航操作相關程序

- ATR FCTM1-3-1 頁 IN FLIGHT ENG FIRE 檢查表

IN FLIGHT ENG FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE	
PL affected side	FI
CL affected side	FTR THEN FUEL SO
FIRE HANDLE affected side.....	PULL
● After 10 seconds	
FIRST AGENT affected side.....	DISCH
■ If fire after further 30 seconds	
SECOND AGENT affected side	DISCH
LAND ASAP	
SINGLE ENG OPERATION procedure (2.04).....	APPLY

圖 1.18-7 IN FLIGHT ENG FIRE 檢查表

- FOM 7-29 頁執行油門、滅火手柄及滅火彈等程序

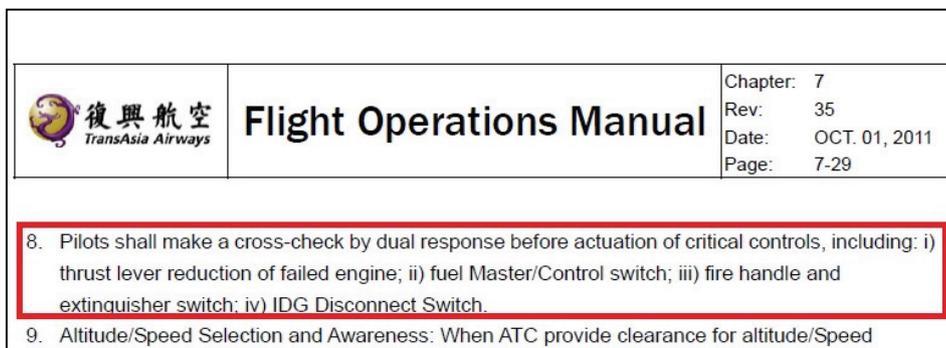


圖 1.18-8 執行油門、滅火手柄及滅火彈等程序

- FOM 11.4.3 飛航中緊急情況宣告之時機

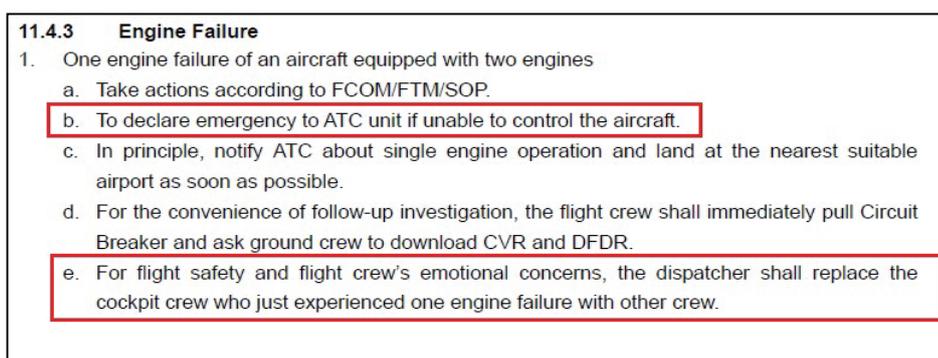


圖 1.18-9 FOM 11.4.3 飛航中緊急情況宣告之時機

- FOM 8.5 急難與緊急通訊章節

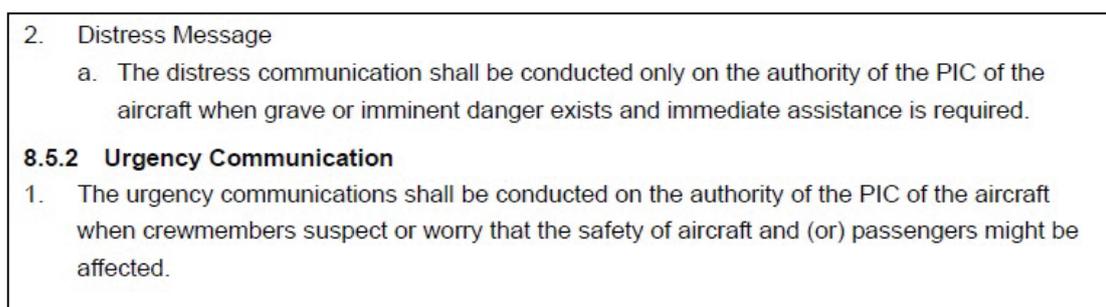


圖 1.18-10 FOM 8.5 急難與緊急通訊章節

● 松山機場 RUNWAY 10 ILS 儀器進場圖

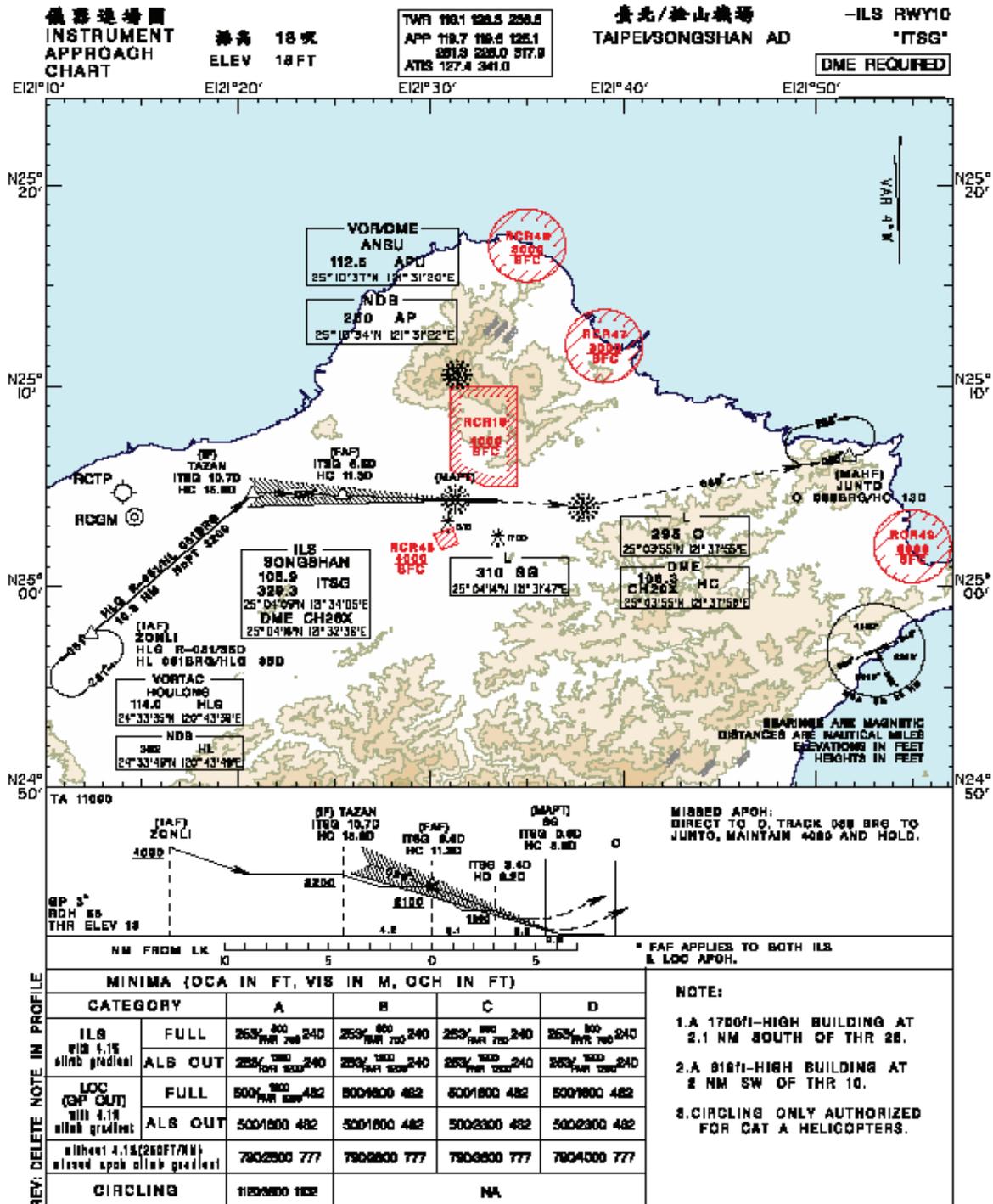


圖 1.18-11 松山機場 RUNWAY 10 ILS 儀器進場圖

- ATR SOP 17-1 頁 ILS 進場操作程序

		ATR SOP ILS APPROACH		REV. 16 DATE 25 FEB 2011 PAGE 17-1
17. ILS APPROACH				
PF		PM		
When The Approach Clearance is Obtained - Check NAV-Setting - Select APP Mode on ADU "APPROACH MODE ARM"		When The Approach Clearance is Obtained "CLEAR FOR ILS APPROACH RUNWAY ___" - Check NAV-Setting - Check App Mode Armed "CHECKED"		
Note: Arming the APP Mode has to be: 1) To Intercept LOC when the angle is from 0° up to max. 90° of LOC, or specified by ATC 2) GS distance is within 15 NM (± 8°) 3) LOC distance is within 18 NM				
Note: Speed 180 kts has to be established before intercepting LOC - Check LOC Indicator "CHECKED" (Manual Flight Only) - Check GS Indicator "CHECKED" (Manual Flight Only) - Check LOC* on ADU - Set Runway Heading "RUNWAY HEADING SET" - Check GS Armed (GS* on ADU) - Set Missed Approach Altitude "MISSED APPROACH ALTITUDE ___ FEET SET" - Check LOC is capture (on ADU Star Light Out) "CHECKED"		- Monitor LOC Indicator "LOC ALIVE" (Manual Flight Only) - Monitor GS Indicator "GLIDE SLOPE ALIVE" (Manual Flight Only) - When LOC* appears on ADU "LOC STAR" - Check the runway heading "CHECKED" - When GS* appears on ADU "GLIDE SLOPE STAR" - Check the Altitude set on ADU "CHECKED" - When LOC is capture (on ADU Star Light Out) "LOC CAPTURE"		

圖 1.18-12 松山機場 ILS 進場操作程序

- FCOM 2.02.04 Page 3 方向舵配平片使用相關說明

- LATERAL TRIM with auto-pilot engaged
 - Trim on ROLL axis is inhibited when there is no RETRIM ROLL request set on ADU.
 - As there is no auto-trim on both ROLL and YAW axis, it is the pilot duty to maintain lateral trimming when speed or power is substantially changed.
This is primarily achieved by maintaining the slip indicator (ball) centered by use of rudder trim.
 - The autopilot will indicate only roll out of trim.
 - If "RETRIM ROLL L(R) WING DN" is displayed on ADU and if the roll trim position is at a normal setting (< ± 1 dot) :
Check and trim first if necessary yaw axis using small input technique.
Monitor the effect on ball for at least 10 seconds before any additional input.
If ADU message is still active when the ball is centered : trim roll axis, monitoring carefully direction and duration of roll trim input.
However, trim input in the incorrect direction is inhibited.

圖 1.18-13 FCOM 2.02.04 Page 3 方向舵配平片使用相關說明

● FCOM 2.02.16 EGPWS 警告避讓程序

GPWS WARNING
Note : When flying under daylight VMC conditions, should a warning threshold be deliberately exceeded or encountered due to known specific terrain at certain locations, the warning may be regarded as cautionary and the approach may be continued

A go around shall be initiated in any case if cause of warning cannot be identified immediately.

■ **"WHOOH WHOOP PULL UP" - "TERRAIN TERRAIN" -
 "TOO LOW TERRAIN"**

- POWER GO AROUND
 - A/P OFF

● **When flight path is safe and GPWS warning ceases :**
 Decrease pitch attitude and accelerate.

● **When speed above minimum required and V/S positive :**
 Clean up aircraft as necessary.

圖 1.18-14 FCOM 2.02.16 EGPWS 警告避讓程序

● FCTM 4.3.4 EGPWS 避讓程序

4.3.4 EGPWS
EGPWS WARNING AND RECOVERY

When Flying under daylight VMC conditions, should any warning threshold be deliberately encountered due to known specific terrain at certain locations, the warning may be regarded as a cautionary and the approach may be continued.

A Go Around shall be initiated in any case if cause of warning cannot be identified immediately.

- **WHOOH WHOOP PULL UP – TERRAIN, TERRAIN**
 - **TOO LOW TERRAIN**

PF

- Power Ramp
 - A/P OFF
 - Pitch up to max (approximately 25°)

PM

- Initiate the above procedures immediately when PF fails to execute the maneuver.

When Flight path is safe and GPWS warning ceases:

- Decrease pitch attitude and accelerate.

When speed above minimum required and V/S positive:

- Clean up aircraft as necessary

圖 1.18-15 FCTM 4.3.4 EGPWS 避讓程序

● AFM 3-07 EGPWS 避讓程序

AFM	NORMAL PROCEDURES TAWS	3-07	
		PAGE : 2	020
		EASA APPROVED	JUL 08
R	3.07.01 TERRAIN AWARENESS ALERTING SYSTEM - TAWS (CONT'D)		
	3.2. Enhanced modes <ul style="list-style-type: none"> - For TCF mode (Terrain Clearance Floor) <ul style="list-style-type: none"> • Visual warning : red GPWS lights illuminate • Aural warning : "TOO LOW Terrain" - For TAD (Terrain Awareness & Display) mode <ul style="list-style-type: none"> • Visual warning : red GPWS lights illuminate • Aural caution : "Terrain ahead – terrain ahead" warning : "Terrain ahead – Pull Up" • EFIS display : conflicting terrain in red or yellow. 		
	4 - Operation <ul style="list-style-type: none"> - During normal operations GPWS sw should be always set on "NORM" position and TERR pb must be depressed in. - In case of emergency conditions GPWS sw and TERR pb may be turned on "OFF" position. Refer to chapter 4.05, Ditching and forced landing. - In case of landing in abnormal flaps conditions GPWS sw may be turned on "OVRD" position, refer to chapter 5.04, flight controls. - <i>Terrain Awareness Caution.</i> When a terrain awareness CAUTION occurs, verify the aeroplane flight path and correct it if required. If in doubt, perform a climb until the CAUTION alert ceases. - <i>Terrain Awareness Warning.</i> If a terrain awareness WARNING occurs, immediately initiate and continue a climb that will provide maximum terrain clearance until all alerts cease. Only vertical manoeuvres are recommended, unless operating in visual meteorological conditions (VMC), and/or the pilot determines, based on available information, that turning in addition to the vertical escape manoeuvre is a safer course of action. 		
	Notes <ul style="list-style-type: none"> - All modes are inhibited by stall warning. - Mode 5 is active only when ILS2 is tuned on the correct frequency and gear down. - GPWS or TERR FAULT illumination indicates that some or all basic or enhanced modes are lost. In that case, the remaining alerts must be considered as valid and taken into account. - If the WX radar control is selected OFF, no terrain information will be displayed on the EHSI and TERR FAULT amber light will be illuminated. Even in case of a radar failure, select the STBY position. 		
	Mod : 5313	Model : 212 A	

圖 1.18-16 AFM 3-07 EGPWS 避讓程序

● FCOM 2.03.17 正常重飛程序

	NORMAL PROCEDURES GO AROUND	2.03.17		
		P 1	001	
				APR 08

GO AROUND

PF Simultaneously :
 GO AROUND ANNOUNCE
 GO AROUND PB ON PL 1 + 2 DEPRESS
 PL 1 + 2 ADVANCE TO RAMP
 FLAPS ONE NOTCH CALL
 PITCH ATTITUDE ROTATE TO GO AROUND PITCH ATTITUDE

PNF FLAPS RETRACT ONE NOTCH
 NP CHECK NP = 100%, ADJUST AS NECESSARY

PF FD BARS FOLLOW
 AP DISCONNECT ALARM CANCEL
 SPEED ACCELERATE TO OR MAINTAIN VGA (FCOM 2.02.01 page 4)

PNF ● When positive rate of climb is achieved
 POSITIVE CLIMB ANNOUNCE

PF GEAR UP COMMAND

PNF ● When climb is established
 LDG GEAR LEVER UP
 HDG/IAS SELECT
 FLAPS X ANNOUNCE
 Note : FLAPS X is one notch less than final approach FLAPS setting.
 GEAR UP ANNOUNCE WHEN INDICATED
 PITCH / BANK ATTITUDES MONITOR
 SPEED / FLIGHT PATH MONITOR
 ENGINES PARAMETERS MONITOR

圖 1.18-17 FCOM2.03.17 正常重飛程序

● 不同飛航狀況下失速警告改正程序

STALL – TAKEOFF CONFIGURATION (Normal Conditions)

FLT PHASE EVENT	PF	PM
Maintain Horizontal Flight IAS 180Kts TO Data Bugs Set	- Retard TQ to 15% (AP OFF)	- Adjust TQ at PF command
When IAS ≤ 170	"FLAPS 15" - Verify Flap 15 "CHECKED"	- Verify IAS "SPEED CHECK" - Select Flap 15 - Verify Flap 15 indicated "FLAPS 15 SET"
Gear remain Up PWR MGT at TO (100% NP)	- Maintain Horizontal Flight - Left or Right turn Bank 15 - Maintain ALT	- Select PWR MGT TO at PF command
Stall Warning Alert Cricket and shaker	Simultaneously - Advance PL to Ramp - Reduce Pitch Attitude - Wings Level Off - Maintain ALT within ±100 feet	

STALL – LANDING CONFIGURATION (Normal Conditions)		
FLT PHASE EVENT	PF	PM
Maintain Horizontal Flight IAS 180Kts Landing Data Bug Set Gear Down Flaps 30 PWR MGT at MCT then TO	– Retard TQ to 20% (AP OFF)	– Adjust TQ at PF command – Select and verify aircraft configuration at PF command – Verify 100% RPM
Stall Warning Alert Cricket and shaker	Simultaneously – Advance PL to Ramp – Reduce Pitch Attitude – Wings Level Off (if not) – Maintain ALT within ±100 feet	
Stall Alert Vanished – Retard PL to Notch		"STALL RECOVERED" – Check PL at Notch

STALL – CRUISE CONFIGURATION (Normal Conditions)		
FLT PHASE EVENT	PF	PM
Maintain Horizontal Flight IAS 180Kts PWR MGT at CRZ TQ 15%	– Retard TQ to 15% (AP OFF) – Maintain Altitude	– Adjust TQ at PF command
Stall Warning Alert Cricket and shaker	Simultaneously – Advance PL to Ramp – Reduce Pitch Attitude – Wings Level Off (if not) – Maintain ALT within ±100 feet – Verify Flap 15 – "CHECKED"	– Select Flap 15 – "FLAP 15" – Advance CL to 100 OVRD – "100 OVRD" – Verify Flap 15 indicated – "FLAP 15 SET"

圖 1.18-18 不同飛航狀況下失速警告改正程序

● QRH RECOVERY AFTER STALL 程序

RECOVERY AFTER STALL or ABNORMAL ROLL CONTROL	
CONTROL WHEEL.....	PUSH FIRMLY
■ If flaps 0° configuration	
FLAPS	15°
PWR MGT	MCT
CL / PL	100% / MCT
ATC	NOTIFY
■ If flaps are extended	
PWR MGT	MCT
CL / PL	100% / MCT
ATC	NOTIFY
Note: this procedure is applicable whatever the LDG GEAR position is (DOWN or UP)	

圖 1.18-19 QRH RECOVERY AFTER STALL 程序

● FOM7-29 呼叫程序

8. Pilots shall make a cross-check by dual response before actuation of critical controls, including: i) thrust lever reduction of failed engine; ii) fuel Master/Control switch; iii) fire handle and extinguisher switch; iv) IDG Disconnect Switch.
9. Altitude/Speed Selection and Awareness: When ATC provide clearance for altitude/Speed change, both pilots must confirm cleared altitude/Speed verbally, and then select cleared altitude/Speed in altitude/Speed selector and cross-check.
10. Aircraft shall not descend below MSA except for the following situations:
 - the visual portion of an instrument approach;
 - radar vectors below MSA, MEA, MOCA, MORA (provided constant communication is maintained with ATC);
 - a circling approach; and
 - when ATC clears and the pilot accepts a visual approach.
11. To manage or mitigate potential risks related to the acceptance and maintenance of assigned altitude, the pilots shall crosscheck that the assigned altitude is above the minimum safety altitude; make "1000 to go" standard callout if appropriate and required; dual response for ATC altitude clearance and both physically point to and confirm the new altitude set; report the cleared flight level on the first contact with ATC, unless specifically requested not to do so by ATC.

圖 1.18-20 FOM7-29 呼叫程序

● FOM 7-20 呼叫程序

7.3 Callouts

1. Call Outs shall not interfere with ATC communications.
2. To establish CRM, the communications between flight crewmembers shall be based on standard callouts, rather than using looks.
3. Except for the flight controls, power levers and deceleration systems, all switches and push buttons have to be changed or executed by PM under PF command, who is responsibility to cross check these positions are in the right position while the aircraft is in manual flight.
4. All switches and push buttons are set by PF and cross-checked by PM when it is in auto pilot operation.
5. Either auto pilot flight or manual flight; all the appeared flight mode indications (ATR) and FMA (Airbus) have to be called out and crosschecked by PF or PM according to respective SOPs. Any deviation or movement of CDI shall be reported by PM and verified by PF.

圖 1.18-21 FOM 7-20 呼叫程序

1.18.8.3 起飛/降落資料卡及速度卡

ATR 72		TAKE OFF		復興航空 TransAsia Airways	
FLT. NO. (1)	FROM (2)	TO (3)	DATE (4)		
ATIS (5)	W lim : (6)	TOW: (9)	CG% Trim 14 — 2.5 19 — 2 23 — 1.5 28 — 1 32 — 0.5 37 — 0	ACC: (14)	
	OBJ TQ : (7)	V1: (10)		(15)	
	RTO TQ : (8)	VR: (11)			
	V2: (12)				
VmLBO				(16) N-1	
Norm: (13)					
Icing:					

Item	Description	Item	Description
(1)	Write the flight number	(9)	Write the TOW read on the Load & Trim sheet and compare with (6) W lim.
(2)	Write the ICAO departure airport code	(10)	Write V1 read on the RTOW chart if taking off on a limiting runway; or in the QRH, according to actual TOW, if the runway is NL.
(3)	Write the ICAO arrival airport code.	(11)	Write VR read on the RTOW chart if taking off on a limiting runway; or in the QRH, according to actual TOW, if the runway is NL.
(4)	Write the present date.	(12)	Write V2 read on the RTOW chart if taking off on a limiting runway; or in the QRH, according to actual TOW, if the runway is NL.
(5)	Write ATIS data.	(13)	Value found in QRH: Norm: VmLB 0 (white bug) Icing: VmLB 0 (red bug)
(6)	Write the lowest value of all limitation.	(14)	Write the acceleration altitude for takeoff.
(7)	Write the objective torque read in the QRH according to the OAT and pressure altitude.	(15)	Write the single engine procedure read on the RTOW chart.
(8)	Write the reserve takeoff torque read in the QRH according to the OAT and pressure altitude.	(16)	Write runway in use for takeoff.

圖 1.18-22 ATR 72 起飛資料卡

46000 LB			
	Speeds	Normal	Icing
NON LIMITING RWY TAKE-OFF FLAPS 15	V1=VR V2	109 111	117 121
FINAL TAKE-OFF		136 (Flaps 0)	125 (Flap 15)
DRIFT DOWN	VmLB	136 (Flaps 0)	128 (Flaps 15)
MINI EN ROUTE			161 (Flaps 0)
FINAL APPROACH	VmHB (Flaps 30)	108	117
GO-AROUND	VGA	113	122

ATR72-500 (ENG: PW 127F/127M BOOST OFF)

圖 1.18-24 ATR 72 SPEED CARD

1.18.8.4 ATR Technical Note

ATR 於民國 102 年 1 月 8 日提供之 ATR Technical Directorate Technical Note DT/F-88/13，如附錄七。

本頁空白

第二章 分析

2.1 維修分析

維修因素分析重點包括：

- 左發動機低滑油壓力警告燈閃亮及火警原因；
- 油門手柄角度與扭距輸出關係；
- 發動機狀況趨勢監控與馬力輸出關係；

2.1.1 左發動機低滑油壓力與火警原因

依附錄 6 之 P&WC 事故之發動機調查報告，拆檢結果發現 2 片第 1 級動力渦輪轉子葉片斷裂，斷面位於葉片根部，靠近葉片平台之位置（詳圖 2.1-1）。



圖 2.1-1 斷裂之第 1 級動力渦輪葉片

前述編號 1 號葉片斷裂面呈現平坦之表面區域，掃描式電子顯微鏡（Scanning Electron Microscope, SEM）影像顯示，葉片斷面呈現樹枝狀型態（Dendritic

Solidification Pattern)，應為材料製程產生缺陷之縮孔特徵（圖 2.1-2）；以更大倍數 SEM 觀察圖 2.1-2 右之平坦區，可見材料疲勞之疲勞紋典型特徵，疲勞紋路起始於葉片口袋區域附近材料之縮孔缺陷，裂紋成長方向如圖 2.1-3 箭頭所示，1 號葉片斷裂面之 SEM 影像均顯示相同之疲勞紋特徵；編號 2 號葉片斷面呈現粗糙、顆粒狀表面，且無平坦區域，應為 1 號葉片斷裂後撞擊導致過載破壞。

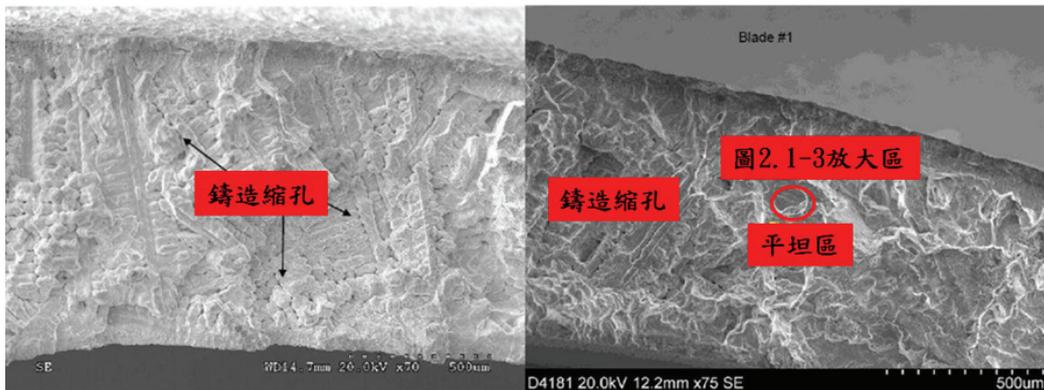


圖 2.1-2 1 號葉片斷面 SEM 影像

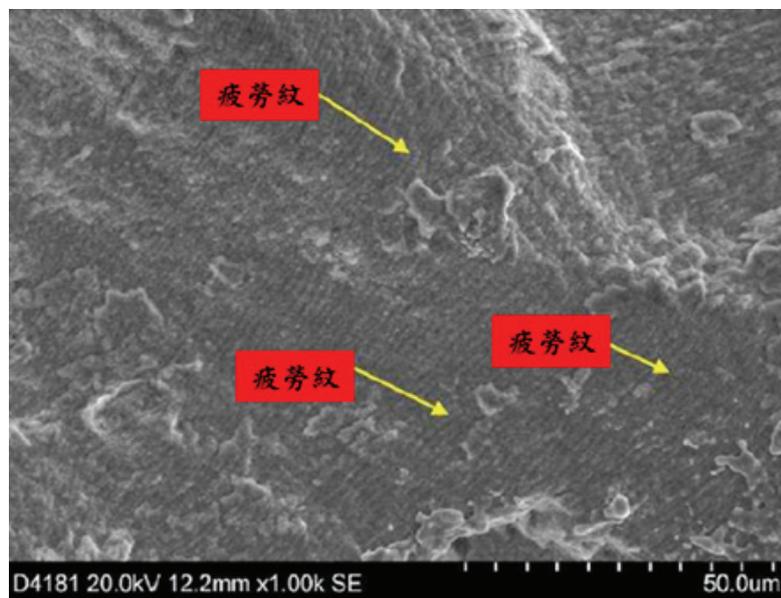


圖 2.1-3 疲勞紋及其成長方向

前述左發動機編號 1 號及 2 號之第 1 級動力渦輪轉子葉片於運轉中斷裂後，斷裂之葉片於渦輪段內罩及渦輪定子葉片間來回撞擊，造成其它第 1 級動力渦輪

葉片、外罩、低壓渦輪罩、ITT 感測器損壞¹⁵或斷裂，使動力渦輪轉子轉動不平衡及與定子摩擦產生震動，經由低壓渦輪轉子傳遞至 6、7 號軸承室，使固定於支架上之 6、7 號軸承回油管及通氣管組件，因無法承受震動所產生之過大彎曲應力自管路接頭處斷裂，(詳圖 1.14-7 及 1.14-8)；6、7 號軸承通氣管及回油管斷裂後，發動機仍於運轉狀態，管路系統之滑油壓力使滑油自斷裂處噴出(圖 1.14-9)。

圖 1.14-5 及圖 1.14-6 顯示，6、7 號軸承回油管在發動機端斷口由原朝發動機右側方向轉為向後方向；6、7 號軸承回油管斷裂位置靠近 6、7 號軸承室出口附近，經潤滑軸承後回流之高溫高壓滑油從斷裂口向後噴出，與高熱之發動機尾管接觸後被引燃，以致觸發左發動機之火警警告；事故機左發動機火警原因與民國 100 年 7 月至 10 月期間，歐盟 3 國發生 3 起飛機裝用 PWC 127 型發動機之火警肇因相同，並由義大利事故調查機關於民國 101 年 7 月向 P&WC 發出與前 1.18.1 有關改善發動機第 1 級葉片縮孔缺陷之相同飛安改善建議。

2.1.2 油門手柄角度與扭矩輸出關係

依 1.18.2 有關復興 AMM 第 76-11 節，當駕駛員將油門手柄置於 NOTCH 位置之起飛油門開度時，對照發動機 HMU 油門控制連桿之角度為 75°，其扭矩輸出固定為 90%；將油門手柄推至 RAMP 起始位置之油門開度時，HMU 油門控制連桿角度則為 88°，其扭矩輸出可達 100%；對照駕駛艙油門手柄刻度位置，NOTCH 及 RAMP 角度分別位於 67° 及 81° 之油門刻度，該刻度分別以顯明白色及紅色線段標示；當飛機在起飛階段發生如單發動機失效，或於飛航過程中有緊急額外馬力需求時，駕駛員可將油門手柄推至標有紅色線段之 RAMP 位置，其發動機扭矩輸出即應到達 100%，以提供緊急之額外馬力，供駕駛員緊急操作飛機以閃避地障或爬升等運用。

依 1.16.2 右發動機主控油器調校測試結果，專案調查小組確認該發動機之油

15 9 只 ITT 感測器全斷導致左發動機 ITT 於 1753:59 時之 782°C 下降至 1754:00 時之 206°C

門開度與駕駛艙油門手柄角度同步；亦即當駕駛員將右發動機油門手柄推至 NOTCH 或 RAMP 位置，HMU 可控制該發動機提供分別設定之燃油進油量，與適當之進氣量混合燃燒後，輸出額定馬力供飛航操作運用；依 1.11.2 FDR 資料顯示，該機 EGPWS 警告於 1811:17 時至 1811:53 時期間曾作動 3 次，駕駛員曾於 1811:37 時將右發動機油門手柄推至相當於 HMU 油門控制連桿 89° 位置，依據 FDR 資料顯示，當時對應之扭矩為 91%，未達應有之額定扭矩輸出值，其後至 1811:59 時之 23 秒鐘期間，駕駛員連續操作右發動機油門手柄，使 HMU 油門控制連桿角度於 87° 至 90° 之間變動，相對應之扭矩輸出介於 90% 至 93% 之間，當油門手柄被推至或超過 RAMP 位置時，發動機扭矩均未達應有之額定輸出值；依前述 HMU 油門控制連桿開度與油門手柄角度確定同步之測試結果及分析推論，對於發動機扭矩輸出未達應有額定值，其原因來自飛機機身端之可能性較低。

2.1.3 發動機狀況趨勢監控與馬力輸出關係

依圖 1.6-2 復興 PW127F 型發動機測試運轉資料 (Engine Test Run Data)，顯示在每次發動機被安裝至飛機上時，維修人員依程序須執行發動機保留起飛馬力 (Reserve Take Off, RTO) 測試，測試方式係將發動機電子控制器 (Engine Electronic Control, EEC) 及供氣關閉，推油門手柄至扭矩值為 100% 位置，然後記錄發動機參數值。針對例常發動機性能監控，復興採用 P&WC 發展之 ECTM 軟體，監控該型發動機 ITT 等 4 項性能參數，經由每日記錄及長期追蹤分析，可預警發動機性能衰減狀況；於監控過程中，若發動機 ITT 有異常偏高時，須執行馬力檢查，檢查方式係將油門手柄置於 NOTCH 位置，固定扭矩輸出為 90%，並記錄 ITT 值。

以發動機使用狀況及其更換頻率而言，除非因零組件壽限屆期、故障，或因備份件短缺臨生拆裝等需求外，航空公司不會執行發動機拆換；該機右發動機於民國 99 年 5 月 6 日被安裝於事故機上，並於 5 月 7 日執行發動機測試，其 RTO

之扭矩值為 99.7%，；其後於民國 100 年 5 月 4 日，該具發動機曾執行 RTO 馬力測試，其扭矩輸出值為 100.4%，民國 100 年 9 月 27 日因左發動機更換，併同執行右發動機測試，其 RTO 之扭矩值為 100%，依據事故前最近一次 RTO 馬力測試資料顯示，右發動馬力輸出應屬正常。

依圖 1.6-3 右發動機於本次事故發生前，共計約 4 個月之 ECTM 監控資料，顯示此段期間該發動機性能正常，其馬力輸出應可滿足航機飛航操作之需求。

綜上所述，依據事故前最近一次 RTO 馬力測試資料顯示，右發動馬力輸出應屬正常。事故前該機發動機之 RTO 馬力測試及 ECTM 性能監控結果均正常，然本次事故中，右發動機之輸出馬力無法滿足 RAMP 飛航操作需求；P&WC 應協助使用該公司 ECTM 軟體系統之航空公司，解決於例常性發動機監控性能均正常情況下，飛機在空中飛航時油門手柄推至 RAMP 位置（如 GE515 事故），扭矩輸出未能達到額定之問題。

2.2 飛航操作分析

該班機飛航組員飛航資格符合現行民航法規之規定，事故前 72 小時之休息及活動正常，無證據顯示飛航組員於飛航中曾受任何藥物及酒精之影響，無證據顯示本次事故與航機載重平衡相關。

本節分析以時間序分別針對本次飛航事故發動機火警處置、緊急狀況宣告、飛航高度操控、ILS 攔截、單發動機操作、EGPWS、失速警告、異常狀況處理、飛行管理及起降資料卡與事故後飛航組員再派遣分析如後：

2.2.1 發動機火警操作

CVR 及 FDR 資料顯示 1754:12 時，飛航組員發現左發動機有問題，1754:39 時將左發動機油門手柄（PL）收至慢車（Flight Idle）位置，1755:04 時將左發動機狀況桿手柄（CL）收至順槳位置後油門關斷（FTR THEN FUEL SO），1755:48 時拉出 fire handle，1756:51 時，飛航組員擊發第一個滅火彈，67 秒鐘後擊發第二

個滅火彈，完成 IN FLIGHT ENG FIRE memory items。CVR 資料顯示，飛航組員執行 memory items 時，航管曾與飛航組員通話引導航向；飛航組員執行該程序時，因相互確認滅火程序執行，於 3 分 19 秒時間執行完畢；執行 memory items 時，飛航組員應確認不正常狀況後，立刻呼叫「Memo Items」，CVR 資料中未有飛航組員有相關確認及呼叫。

飛航組員如能更有效率的依程序執行 memory items；執行油門、滅火手柄及滅火彈等重要程序時，相互確認及呼叫，可縮短發動機火警操作時間，降低發動機損害之風險。

2.2.2 緊急狀況宣告

事故機飛航組員於返航松山機場過程中，僅告知管制員該機遭遇機械問題，未提及因發動機火警當時以單發動機飛航，亦未宣告緊急狀況。

參考國際民航組織第 10 號附約（ICAO ANNEX 10） Aeronautical Telecommunications Volume II，對於急難及緊急狀況定義如後：

- a) *Distress: a condition of being threatened by serious and/or imminent danger and of requiring immediate assistance.*
- b) *Urgency: a condition concerning the safety of an aircraft or other vehicle, or of some person on board or within sight, but which does not require immediate assistance.*

依復興 FOM 11.4.3（圖 1.18-9），飛航中緊急情況宣告之時機為：雙發動機中一具失效，如無法維持航機之操作，應向航管單位宣稱緊急狀況；另依 FOM 8.5（圖 1.18-10）急難與緊急通訊章節，當飛航組員判斷飛機及/或乘客面臨到死亡或重大危險的威脅，而需要立即協助時，應發出急難通話（MAYDAY）；當飛航組員懷疑或擔心飛機及/或乘客的安全可能受到影響時，應發出與緊急通話（PAN-PAN）。

交通部民用航空局於事故後，以 ASB NO:101-048/0 號飛安公告週知業者：

請航空器使用人對所屬人員要求並宣導飛航組員應依「飛航管理程序 ATMP」及「國際民航公約第 10 號附約 ANNEX-10」與「FAA AERONAUTICAL INFORMATION MANUAL」等規定，於遭遇異常情形時，適時宣告危難情況「MAYDAY」或急迫情況「PAN-PAN」，獲得優先協助與航管引導。

本次事故機於初始爬升階段遭遇左發動機火警，依該機種緊急操作程序，飛航組員須於空中關閉受影響之發動機並於執行完滅火程序後儘速落地，其條件應符合「危難或緊急情況」；飛航組員未告知航管員當時為單發動機飛航異常情形，並適時宣告，致管制員未完全瞭解該機當時情況，不利其判斷與規劃及協助；復興 FOM 程序中對緊急情況宣告之時機與應發出緊急通話之狀況，可能造成組員自行解釋定義及執行上之困擾。

2.2.3 飛航高度操控

1803:13.9 時，航管雷達引導 GE515 航向 030，下降到許可高度 3,000 呎，當時飛航高度為 6,000 呎，速度 156 浬/時，距離機場約為 20 浬，飛航組員以 VS 設定 700 呎/分下降率，此時航機約在 3 度下滑道，於下降過程中，空速增加至 180 浬/時，由於尾風，地速約為 210 浬/時，飛航組員未增加下降率，故航機逐漸高於 3 度下滑道；1806:16.5 時，航管許可下降至 2,800 呎，此時飛航高度約為 4,200 呎，VS MODE 仍設定 700 呎/分下降率，此時航機距離松山機場約 12 浬，已高於正常 3 度下滑道。

航管許可下降至 2,800 呎時正確之操作程序為：預設高度應保持 2,800 呎，待攔上 LOC 後，開始下降，將高度設定為 2,100 呎或 1,060 呎，攔上 GS 後，將高度設定為 4,000 呎，如圖 1.18-11。

1806:39 時，飛航組員將預設高度改為 2,800 呎，VS MODE 設定更改下降率為 900 呎/分，此時航機已高於 3 度下滑道，飛航組員於 1807:14 時 ARM APP MODE，此時 EADI 指示高於 GS 1 DOT，於 1807:12 時，依 VS MODE 設定更改

為 1,300 呎/分下降率，1807:27 時，VS MODE 設定更改增 1,900 呎/分下降率，1807:28 時 AFCS ALT HOLD MODE（高度保持）致動，當時飛航高度約為 3,100 呎，1807:34 時，飛航高度約為 2,900 呎時，飛航組員於尚未獲得新的航管許可或 GS MODE 致動之情況下，將預設高度改為 3,800 呎，取消 AFCS ALT HOLD MODE，並以 VS MODE（下降率為 1,400 呎/分）繼續下降。飛航組員當時可能試圖攔截 GS 陸續增加下降率增加下降率，但 EADI 指示仍約高於 GS 0.87 DOT。

飛航組員於航管許可下降至 2,800 呎後，將預設高度改為 3,800 呎，取消 AFCS ALT HOLD MODE，航機將可能偏離航管許可高度及增加接近地障之風險。

2.2.4 ILS 攔截

於 1806:16.5 時，台北近場臺頒發 GE515 松山機場 10 號跑道進場許可，保持航向 070，此時正駕駛員應 ARM APP MODE，FDR 資料顯示，飛航組員於 1807:14 時才 ARM APP MODE，同時左轉航向 051，遠離進場航道，於 1808:05 時，塔臺提醒 GE515 左偏 2 哩。

FDR 資料顯示，飛航組員於 1801:14 時飛機為自動駕駛操控，正駕駛員將 AFCS CPL 來源由右邊改為左邊，左右 EADI Course 設定皆為 243，訪談時飛航組員認為於 ILS 進場時，航管引導以 070 航向去攔截 096 航向，而當時因忙於執行緊急程序及與客艙通聯、廣播等事情，APP Mode 按晚了；飛航組員在備動 Loc Mode 前，於起飛時左 EADI 之 Course 設定仍為 243 度，而非返航 ILS10 進場航道應設定之 096 度，若當時航道設定為 096 度時，仍可藉由設定航向進而制動 LOC mode；飛航組員於 1807:14 時備動 LOC mode，同時左轉航向至 45 度，1807:17 時 LOC 偏移量為 1.273 dots，且已穿越進場航道中心線，如圖 2.2-1，飛航組員不同之航向設定致 EADI 反向指示（Reverse Sensing）可能為飛航組員左轉航向的原因。

1807:21 時，正駕駛說：「wind wind shear 這麼大」，調查小組為驗證事故當

日 1808 時之後偏航期間，該機是否曾遭遇亂流，影響飛航組員操控或造成該機未能攔截 ILS 分析如後：

事故當日，台灣北部地區受鋒面接近，對流雲帶南移影響，松山機場於 1803 時發布雷暴之天氣警報，1808 時之後 GE515 偏航期間，該機位於雲帶對流區南緣。由氣象資料及數值分析顯示，觀音山東側低層有輻合上升運動，西南側則為輻散下沉運動，且於 2,000 公尺空層有少量輻散現象，顯示此區域可能具有局部垂直風切現象。由 FDR 資料，1807:56 時至 1808:04 時、1810:34 時至 1810:44 時及 1811:49 時至 1811:52 時該機遭遇中度亂流，並曾於一秒鐘內變化最大達 0.9g，接近嚴重亂流；另依 1.16.5 模擬機測試結果，以與事故機單發動機相同狀況及相同 ARM APP MODE 攔截 ILS 位置情況及增強右側風至 40 浬/時或增大右發動機 TQ 至 80% 狀況下，Localizer 都可攔截上。上述資料顯示事故當日 1808 時之後 GE515 偏航期間，該機當時曾遭遇中度至嚴重亂流，或有可能影響飛航組員操控。

依 ATR SOP 17-1 頁 ILS 進場操作程序，當獲得進場許可後，如圖 1.18-12，PF 應呼叫「APPROACH MODE ARM」，PM 經檢查確認後呼叫「CHECKED」，於 CVR 資料中，未聽到相關之呼叫；航機接近 LOC 時，PM 需要作「LOC ALIVE」呼叫，可提升 ILS 進場操作之監控，降低未攔上 ILS 之風險；該公司於自動駕駛操控時，航機接近 LOC 時，PM 並不需要作「LOC ALIVE」呼叫。

綜上所述，事故當日松山機場左右定位台訊號無異常紀錄；偏航期間該機遭遇中度至嚴重亂流，或有可能影響飛航組員操控，但無證據證明是造成該機未能攔截 ILS 原因；台北近場臺頒發 GE515 松山機場 10 號跑道進場許可時，飛航組員忙於執行緊急程序及與客艙通聯未立即 ARM APP MODE；且未設定正確的航道；飛航組員之後備動 LOC mode，同時左轉航向至 45 度，航機已穿越進場航道中心線，致未攔上 ILS。

飛航組員應確實遵守 SOP ILS 進場操作程序，確實提示、設定正確進場航道，

提早 ARM APP MODE 及呼叫；保持航管許可航向 070 或右轉攔截，於程序中增加自動駕駛操控時，航機接近 LOC 時，PM 需要作「LOC ALIVE」呼叫，或許可避免未攔上 ILS。

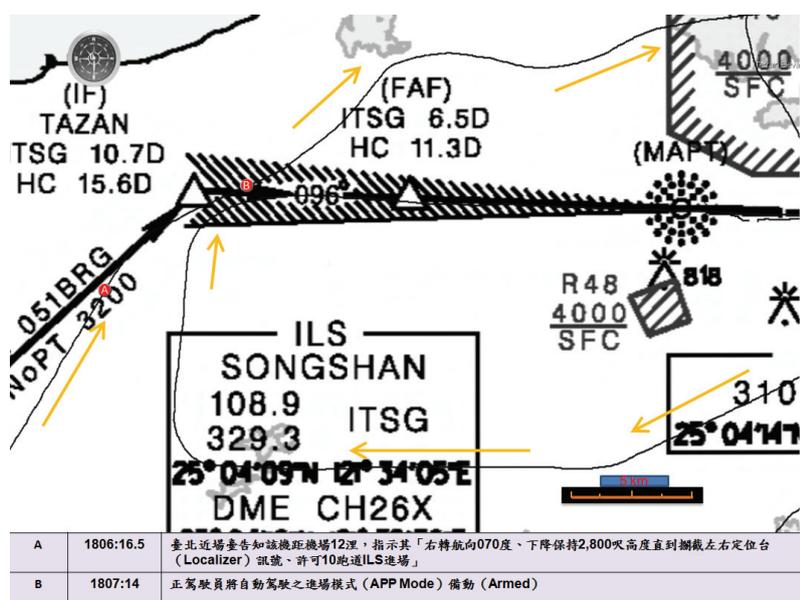


圖 2.2-1 松山機場 ILS 進場與軌跡套疊圖

2.2.5 單發動機操作

雙發動機飛機失去一發動機動力後，因馬力不平均，飛航組員如未使用方向舵或其配平片調整控制，飛機會向沒有動力發動機方向轉彎。正確調整方法為：於不同馬力狀況下，適當使用方向舵或其配平片操控，將側滑儀 (Slip indicator) 上之球調整之中間位置，此時駕駛盤也會在中間位置如圖 2.2-2 及圖 2.2-3。

依 ATR 原廠 FCOM 2.02.04 Page 3 操作程序所述：「if “RETRIM ROLL L(R)WING DN” is display on ADU and if the roll trim position is at a normal setting(, $\le 1\text{dot}$)」:check and trim first if necessary yaw axis using small input technique, monitor the effect on ball for at least 10 seconds before any additional input...，說明飛航組員應先使用方向舵配平片將側滑儀上之球調整之中間位置，再決定是否使用副翼配平片，以避免產生側滑，影響飛機性能。

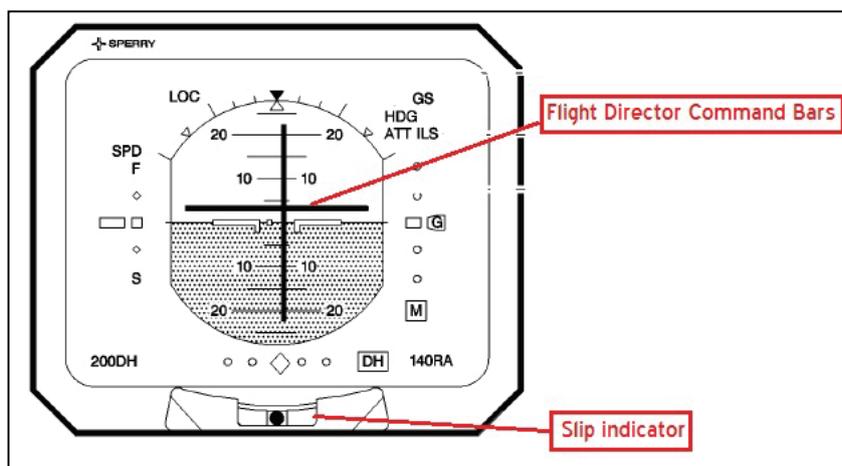


圖 2.2-2 EADI 示意圖

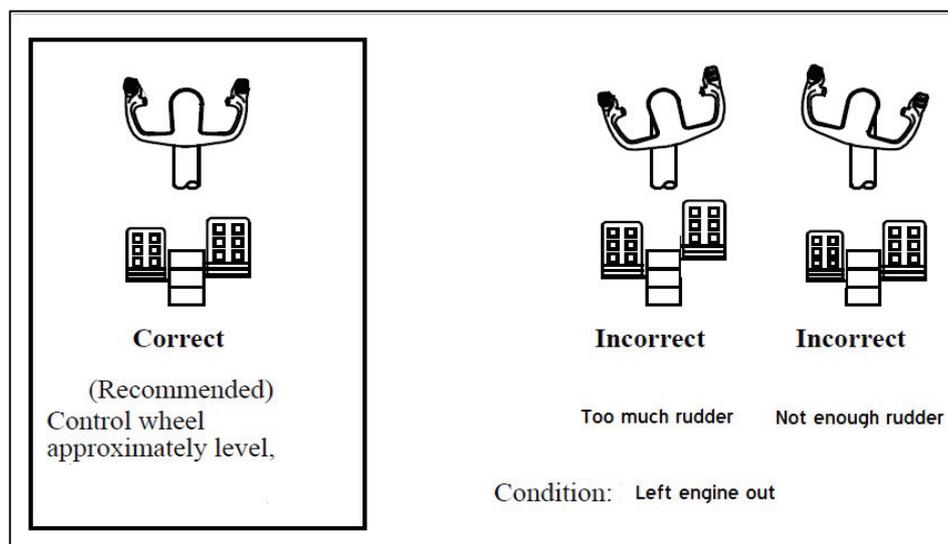


圖 2.2-3 單發動機操作示意圖

事故機於自動駕駛操控期間，共出現 16 次 ADU 警告訊息，依據 1.16.5 模擬機測試結果，ADU 警告訊息出現較長之 4 時段警告訊息皆為「RETRIM ROLL R WING DN」。FDR 資料顯示，飛航組員在警告訊息出現時，僅使用 3 至 5 度副翼配平片及少量之方向舵，完全未使用方向舵配平片。

於 1808:7 時至 1815:34 時單發動機人工操控爬升期間，右發動機馬力扭力值由 18% 增至 91%，飛航組員應以增加右方向舵或運用其配平片的操作方式，克服航機因單發動機操作產生向左偏轉的不對稱效應，維持航向的控制，飛航組員當

時用副翼操作，試圖使航機能右轉，致航機右側擾流板升起，增加航機所負荷的阻力，造成航機的空速下降，進而導致副翼等操控面逐漸無法有效控制航機。於 1811:37 時及 1812:11 時，航機空速低於 FLAP 15 的 V_{mLB} (117 浬/時) 時，飛航組員使用大量方向舵及副翼試圖保持航向，並以升降舵保持爬升，但已無法避免航機以 38 度及 51 度坡度左轉及高度下降。

飛航組員如妥當調整飛機操縱面，可易於操控飛機右轉，降低航機進入山區之風險；飛航組員若能妥當適量使用方向舵和其配平片以調整航機單發動機操作時的不對稱效應，當可易於保持航機的方向操控，避免航機操作困難。

2.2.6 EGPWS 避讓程序

依 1.11.2 FDR 資料，於 1808:02 時至 1811:49 時期間，該機發生數次 EGPWS Enhanced Mode 警示 (CAUTION) 與警告 (WARNING) 聲響，以下分別依 FDR 資料及 EGPWS Mode 顯示及飛航組員操作分別說明如下：



圖 2.2-4 EGPWS 之地障示意圖

- 1808:02 時，高度約 2,500 呎，EGPWS 發出 Enhanced Mode 警示 (CAUTION) 「Terrain Ahead, Terrain Ahead」，依 1.16.3 EGPWS 觀察所見，EHSI 之 EGPWS 之地障資訊會依當時顯示之範圍以不同顏色顯示，按 ATR AFM 3-07 PAGE 2 程序 (圖 1.18-16)， “When a terrain awareness CAUTION occurs, verify the

aeroplane flight path and correct it if required. If in doubt, perform a climb until the CAUTION alert ceased”，當時航機應停止下降，參考顯示於 EHSI 之地障資訊（如圖 2.2-4），進行避讓操作，以避免 EGPWS Enhanced Mode 警告之發生；FDR 資料顯示，該機於警示出現時仍繼續降低高度，且航向幾乎不變；

- 1808:09 時（警示出現後 7 秒），EGPWS 發出 EGPWS Enhanced Mode 2 警告「Terrain Ahead Pull Up」。此時該機右發動機油門桿手柄仍置於 Flight Idle 位置繼續下降，航機右轉；
- 1808:12 時，EGPWS 再次發出 EGPWS Enhanced Mode 警告，飛航組員始將油門推至 NOTCH 附近，航機仍未停止下降繼續右轉避讓；
- 於 1811:17 時，EGPWS 再次發出 Enhanced Mode 警示，飛航組員執行復興 ATR FCTM EGPWS Mode 2（過大地障接近率）警告程序，將油門推至 RAMP 附近，航機以 27 度仰角爬升進行避讓程序；
- 1811:46 時，EGPWS 第 3 度發出 Mode 2 警告「Terrain Terrain Pull Up」，3 秒後，EGPWS 的 EGPWS Enhanced Mode 第 4 度出現。飛航組員仍採用 EGPWS Mode 2 警告（Warning）避讓程序，將油門推至 RAMP 附近，飛機仰角拉至 20 度爬升，依 1.11.2 FDR 資料，1811:17 時至 1811:53 時期間，由該機空速、無線電高度及俯仰角變化觀察該機曾出現短暫操控異常狀況。

依 AFM 3-07 EGPWS 避讓程序，EGPWS Enhanced Mode 警示（CAUTION）避讓程序為確認航機 flight path，如有懷疑，應立即爬升直到警示消失；EGPWS Enhanced Mode 警告（WARNING）避讓程序為立即爬升，以獲得最大地障間隔。

依圖 1.18-14 ATR 原廠 FCOM 2.02.16 EGPWS Mode 2 警告避讓程序，當飛航組員無法確認 EGPWS 警告之原因時應重飛：“a go around shall be initiated in any case if cause of warning cannot be identified immediately”；於正常重飛時，需分別執行收 FLAP 及 LANDING GEAR 之程序，速度保持 VGA；

ATR 原廠 FCOM2.03.17 正常重飛程序如圖 1.18-17 為依照 Flight Director 的導引，依 1.16.5 測試結果，模擬機設定起飛重量為 47,000 磅，於高度 3,000 呎及速度 200 浬/時，分別測試雙發動機及單發動機 EGPWS 避讓程序，雙發動機巡航狀況，按下重飛按鈕，油門推至 RAMP，跟隨 Flight Director，飛機初期仰角約為 9 度及 2,500 呎/分之上升率，速度調整為最大爬升梯度速度（White Bug Speed），選擇 IAS Mode，飛機獲得仰角約為 15 度之爬升。單發動機巡航狀況，按下重飛按鈕，油門推至 RAMP，跟隨 Flight Director，速度調整為最大爬升梯度速度，選擇 IAS Mode，飛機可穩定獲得 500-600 呎/分之上升率。復興航空 ATR-72 飛航組員訓練手冊中，EGPWS Mode 2 Warning Recovery 操作程序為將飛機仰角帶至最大 25 度，飛機於低速、不同外形、發動機失效及其他不正常狀況下，有可能造成飛機進入失速狀態。ATR-72 飛航組員操作手冊中 EGPWS Mode 2 Warning Recovery 操作程序為重飛程序，於正常重飛時，需分別執行收 FLAP 及 LANDING GEAR 之程序，速度保持 VGA，但遭遇 EGPWS Warning 時，飛機可能有各種不同外型，且須保持最大爬升梯度速度，原廠非經說明細節，飛航組員不易正確執行此避讓程序。

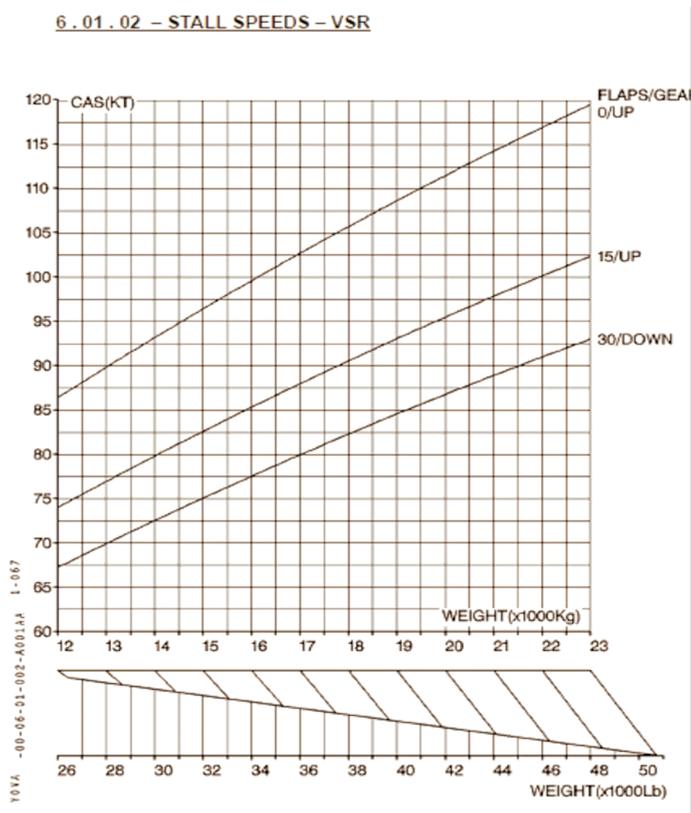
ATR 原廠 FCOM 及復興 FCTM 相關手冊中，未訂定 EGPWS Enhanced Mode 警示及警告之避讓操作程序；建議 ATR 依據 ATR72 AFM EGPWS 操作程序，整合修訂 ATR 原廠 FCOM EGPWS 相關操作程序讓業者據以修訂。

2.2.7 失速警告

由 1.11.1 節 CVR 資料及表 1.11-2，顯示該事故機曾出現發生多次失速警告信號。依 ATR AFM 6-01，如圖 2.2-8，當航機重量為 47,000 磅時，所估算出 FLAPS 0 及 FLAPS 15 外型於 1g（重力加速度）下的失速速度（CAS）分別為 115 浬/時及 97 浬/時，換算後之指示空速分別為 117 浬/時及 96 浬/時，如圖 2.2-9。若空速小於此估算值時，航機可能發生失速現象。依 ATR72 的失速保護設計，航機在接近失速時會先出現 Stick Shaker 的警告，若航機攻角繼續增加，Stick Pusher 會致

動以避免航機進入失速狀態。

經與失速警告發生時的 FDR 資料比對後，航機於 1811:28~1811:43 期間，其指示空速曾短暫低於由 AFM 所估算之失速空速，因參考 CVR 及 FDR 資料未見 Stick Pusher 致動，因此無法推定航機曾進入真正失速狀態。該機於 1811:31~1811:38 期間有低於失速空速且出現短暫操控異常，進一步檢視 FDR 所記錄進入此操控困難時段前的風向、風速無迅速的變化，航機的指示空速變化率，和仰角變化率均顯示為逐漸的減小及仰升，顯示此段期間快速的前後或垂直氣流等天候因素，並非是造成該機低於失速空速且出現短暫操控異常的原因。



6.01.06 – CALIBRATION SPEED AND ALTITUDE

CRUISE

No correction to be applied on altitude.

Correction to be applied on speed : $\Delta V = IAS - CAS = 2 \text{ kt}$

TAKE OFF – APPROACH – LANDING

The following graphs give the correction to be applied when flaps are extended.

圖 2.2-5 Stall Speed

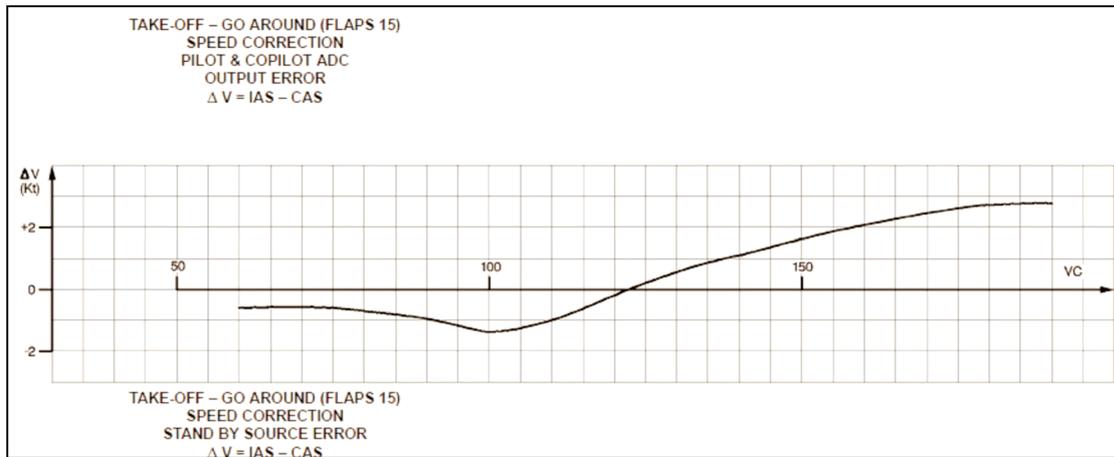


圖 2.2-6 CAS/IAS 轉換

依復興 ATR72 FCTM 不同飛航狀況下之失速警告改正程序，皆為先加油門再降低仰角（攻角），尚須將高度保持於 100 呎範圍內。本事故航班飛航組員於失速警告發生時，採用 ATR QRH 飛機失速後之改正程序；復興航空相關手冊中，無律訂失速警告與失速後之改正程序差異如圖 1.18-18；另 ATR QRH RECOVERY AFTER STALL 程序中，如圖 1.18-19，發動機油門手柄置在 MCT 位置，惟油門操縱座上並無 MCT 位置，如圖 2.2-7。

現行航空界提倡失速警告改正程序首要為再降低仰角（攻角），再視情況是否加油門。於改正過程中喪失高度是可被接受。

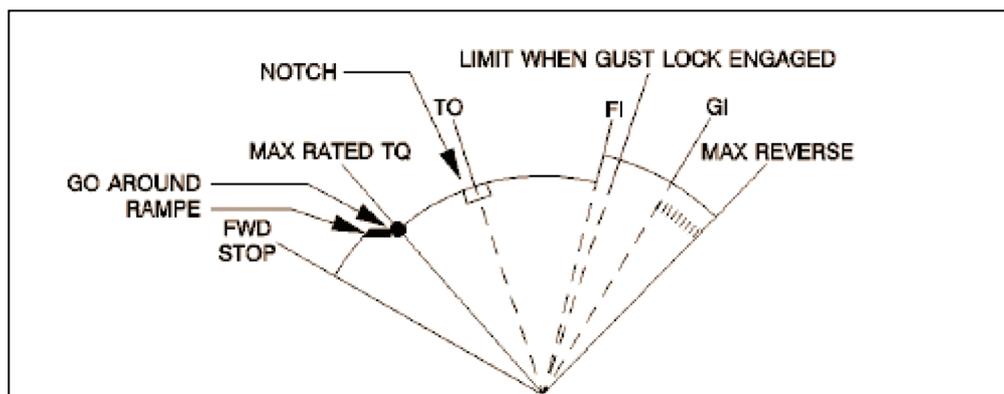


圖 2.2-7 油門操縱座

2.2.8 異常狀況處理

飛航組員狀況警覺是一種針對其操作及對週遭事物保持警覺的能力，消弭認知的盲點及影響個人及團隊狀況警覺的因素。狀況警覺包括三部份：對週遭環境的預期、個人對狀況的認知及未來狀況衍變的預測等，當飛航組員喪失任何一種狀況，均可能導致對現況無法有正確的認知。

松山機場當日天氣預報及 GE515 起飛前後地面天氣觀測皆有雷雨且能見度不穩定，該機場因地障被列為特殊機場，且 ILS10 重飛程序有爬升梯度或較嚴苛之天氣限制，飛航組員遭遇發動機失效等情形時，應考慮機場附近地形與航機超越障礙之能力，妥善選擇返降機場。

依 CVR 資料：1809:07 時，正駕駛說「怎麼跑到這裡來了」，1811:23 時副駕駛員說「右邊有山」，1811:45 時正駕駛說「看到淡水河了」，1811:55 時正駕駛說「我們剛剛* 那個怎麼回事」及 1814:58 時飛航組員詢問航管是否右轉比較安全。以上顯示飛航組員未能對航機位置持續保持警覺，雖有發現異狀並請航管人員提供地障資訊及給予雷達引導，惟該機仍發生偏離航道以及 EGPWS 與失速警告作動等狀況。以下因素可能與飛航組員未能持續保持警覺有關：

- ATR原廠FCOM 2.04.01緊急操作程序，一般工作分配，PM不需負責飛航狀況(航跡、高度、速度)之監控，影響PM保持狀況警覺。
- 依2.2.2所述，該機距距離機場約為20浬，此時約在3度下滑道，飛航組員應預想以當時尾風與地速(210浬/時)影響，如不增加下降率，航機將逐漸高於3度下滑道；當航管許可下降至2,800呎時距離松山機場約12浬，已高於正常3度下滑道，隨後飛航組員雖增加下降率，但已太遲。飛航組員應警覺未增加下降率可能衍變成高於GS之結果，及早應變與改正。
- 參照FDR資料，飛航組員陸續設定AFCS HDG Mode在075-020-180，此段期間飛機航向變動頻繁，航機未依所設定之航向飛航；1808:7時至1814:14時，VS Mode

致動，VS陸續設定為-1,400 呎/分，1,900呎/分及9,00呎/分，而飛機並未依所設定之升降率操控飛航；1814:14時至1814:50時，改為IAS致動，FLAP0 VmLB為137浬/時，IAS應設137浬/時為最大爬升梯度速度，而當時IAS設定為117浬/時，飛機指示空速為125浬/時。

AFCS妥善使用，能協助飛航組員準確、有效及安全地操控飛機。飛航組員於1808:7時至1815:34時人工操控飛航期間設定AFCAS，惟航機航向及下降率變動頻繁。未妥善使用AFCS，人工操控飛航期間於EADI Flight Director Command Bars所提供之飛航引導指示不正確，易造成飛航組員操作時困擾，喪失狀況警覺。

綜上所述；發動機火警與單發動機操作造成飛航組員工作量增加，航機偏離下滑道讓飛航組員處於非預期的狀態；飛航組員對航機異常狀況之管理（Undesired Aircraft State Management）不佳，未能透過有效的溝通、提示、正確的領導與工作分配、資訊分享及早發現並改正錯誤，以提升狀況警覺並確保全體組員保持相同狀況認知。

2.2.9 飛行管理

飛組員在飛航時應有完整的飛行管理，包括飛航規劃，在遭遇異常或緊急狀況時決心下達應對周遭環境、工作負荷及適當使用座艙資源再做決策，並應妥善管理並於評估後設定優先順序，異常狀況處理時，應對可能狀況衍變有預期心理後，迅速應變並隨時掌握處置正確性。

飛航組員發現左發動機有問題時，先立即與航管聯絡請求返航，再執行memory items，執行程序期間，與航管導引通話而打中斷程序執行；當航管許可下降至2,800呎時距離松山機場約12浬，GE515已高於正常3度下滑道，隨後飛航組員雖增加下降率，但已太遲；飛航組員於台北近場臺頒發GE515松山機場10號跑道進場許可時應ARM APP MODE，訪談時，飛航組員表示當時因忙於執

行緊急程序及與客艙通聯、廣播等事情，APP Mode 按晚了，跡象顯示該航班組員並未依據當時情況作適當規劃以致造成慌亂。

飛航組員於發現發動機有問題時，未作適當評估即匆忙要求回航，未做適當之飛航管理，使後續進場時之工作負荷加重致影響飛航操作；發動機火警與單發動機操作會增加飛航組員工作量，於進場過程中，飛航組員接受客艙來電廣播要求，未透過正確的領導與工作分配，妥善安排程序執行之優先順序；飛航組員未能預想，以當時尾風與地速（210 浬/時）影響，如不增加下降率，航機可能高於下滑道狀況衍變及早發現並改正錯誤。上述資訊顯示飛航組員飛行管理觀念與執行方式待加強。

2.2.10 標準呼叫

標準呼叫可促進駕駛艙內飛航組員間有效確實之溝通及提升狀況警覺，於工作負荷繁重時，如起降階段、不正常狀況或緊急狀況，尤為重要。

依 CVR 資料顯示，飛航組員於接手擔任 PF 期間、「IN FLIGHT ENG FIRE」memory items 執行時、ARM APP MODE 時之檢查確認、未攔截上 ILS 時、ATC 許可許可後確認航機變更高度/空速及許可航機下降穿越航管許可高度 2,800 呎時、速度接近失速時及有關高度速度偏離及於 ADU 出現警告訊息及相關改正措施、操作 AFCS 操控面板/FMI 及 ADU 顯示隨之改變時未見相關呼叫。相關手冊中未清晰且系統化整合及訂定有關航跡、高度、速度及狀態偏離正常之標準呼叫程序。

2.2.11 資料卡

依復興航空 ATR SOP、ATR 原廠 FCOM 及 FCTM，飛航組員於起飛降落前皆需填寫 ATR72 起降資料卡 (DATA CARD)，如圖 1.18-22 及 1.18-23。依訪談記錄，目前大部份 ATR 飛航組員及事故班機飛航組員均以 ATR72-500 SPEED CARD 替代，如圖 1.18-24。

資料卡比 SPEED CARD 所提供之資訊多且完整。尤其馬力 TQ、VAPP、VMCA 等資料並未包含於 SOP10-1 頁起飛提示項目及 16-1 頁落地提示項目。ATR 飛航組員未於起飛降落前需填寫 ATR72 起降資料卡程序要求，可能影響飛航組員對飛機發動機性能之監控及飛航操作之掌控。

2.2.12 事故後飛航組員再簽派

依 1.18.5，本次事故航班落地後，飛航組員接受復興聯管中心之再派遣，於更換飛機後繼續執行松山-馬公-高雄之飛航任務。依訪談資料，飛航組員基於公司營運之考量同意接受派遣繼續執行後續任務，簽派人員因時間壓力且飛航組員未提出異議，派遣飛航組員執行後續任務。

聯管中心值班人員於發生緊急飛安事件時，應依 FOM 11.4.3 派遣原則，作業手冊 11.4 緊急情況之處理，立即與安管室及航務處聯絡，並請求相關單位協助；，復興「聯管中心作業手冊」未明訂什麼情況下不可再派遣飛航組員執行任務。

復興應依 FOM11.4.3 派遣原則及考量事故調查需要或穩定當事人情緒，考量派遣飛航組員執行後續任務之適當性。

2.3 飛航管制

2.3.1 最後進場

2.3.1.1 最後進場航道引導

「飛航管理程序」第 5-9-1 節引導至最後進場航道：

雷達引導進場之前或一開始時，告知駕駛員進場種類及所使用跑道。除 7-4-3 「引導作目視進場」規定外，引導到場航空器攔截最後進場航道：

b. 精確進場時，其空層不高於下滑道，且不低於進場程序圖指定之最低下滑攔截空層。

GE515 第一次進場時，1803:14 近場臺管制員呼叫「transasia five one five descend and maintain tree thousand」，當時 ASD 顯示該機高度 6,000 呎；1806:17 時近場臺管制員呼叫「transasia five one five one two mile from airport turn right heading zero seven zero descend and maintain two thousand eight hundred until established on localizer cleared i l s runway one zero approach」，當時 ASD 顯示該機高度 4,300 呎，高於下滑道約 460 呎。

1807:05 時 ASD 顯示 GE515 位於最後進場航道，高度 3,700 呎，高於下滑道約 280 呎；正駕駛員於 1807:14 時 ARM APP MODE，此時 EADI 指示高於 GS 1 DOT。

綜上所述，GE515 第一次進場，管制員引導該機攔截最後進場航道頒發進場許可時，該機之空層高於下滑道。

2.3.1.2 最後進場航道攔截

關於最後進場航道之攔截，國際民航組織及民航局雖未明文規定航空器需攔截上最後進場航道後再轉換至塔臺，但依據訪談，有部分教官於訓練時，以口頭建議管制員觀察航空器攔截上最後進場航道後再轉換至塔臺，以及本案近場臺管制員表示：「一般是攔上五邊 10 哩左右將飛機交接給塔臺，確定攔上後才交接」。管制員可由駕駛員報告或 ASD 觀察航空器是否攔上最後進場航道。

依據訪談，在近場臺 ASD 顯示範圍部分，一般管制員調整的範圍約於 80 至 140 哩，最常使用的範圍為 120 哩，其次為 130 哩，席位交接時需恢復為 120 哩之預設值，當時近場臺松西席 ASD 顯示範圍為 123 哩。1807:16 時 ASD 顯示 GE515 剛通過最後進場航道，近場臺管制員指示 GE515 換 118.1 波道與塔臺連絡，因為當時該員管制的飛機只剩該機，所以交接給塔臺後，轉而觀察桃南、桃北席管制的飛機是否有因避讓天氣進到該員負責的松山空域。該員表示：「確定攔上後才交接，由 ASD 看航向是往 localizer 五邊延長線上就會交接，因為一般管制時是 ASD

是看 120 哩、130 哩的範圍，所以偏 0.3 哩看不出來。」。近場臺管制員由 ASD 觀察該機一通過 localizer 五邊延長線即認為已攔上 ILS，事實上該機持續北偏，若當時能再觀察該機是否有右轉攔截 ILS 的趨勢，便能及早掌握該機的狀況；松山機場因地形、建築物障礙限制列為特殊機場，且 GE515 係因機械問題返航，宜以較嚴謹的標準確保最後進場航道之攔截。

2.3.2 航管自動化系統之安全警示

「臺北近場管制塔臺業務手冊」3.3.5 臺北近場管制塔臺／松山機場管制臺工作規定」之第 3.1.2.1 節：

近場臺負責到場航空器間之隔離直至航機落地為止。

依據 ATMS 之系統功能，塔臺自近場臺接管航空器之後，航空器管轄權即屬於塔臺，近場臺雖然仍可依據 ASD 之航機高度及航跡顯示監控進場，但 ASD 不再顯示其 ATMS 警示。塔臺機場席雖擁有航空器管轄權，但使用 ASD 僅於對最後進場階段航空器進行雷達監視，對於偏航、顯示 ATMS 警示之航空器無法雷達引導。

近場臺管制員將航空器轉換至塔臺後，應持續監控至落地，但近場臺 ASD 不再顯示航空器之 ATMS 警示，致 ASD 無法主動提示管制員可能之潛在安全危機，以協助管制員儘早進行處置。

2.3.3 安全警示之頒發

ATMP 第 2-1-8 節 安全警示：

如判斷航空器之位置、空層，與附近之地形、障礙物或其他航空器將造成接近危險時，應即提供安全警示，頒發安全警示為第一優先職責。如駕駛員告知已採取避讓行動，可不再提供進一步的警示。航空器不在自己的責任區時，發現不安全情況，勿認定該情況被察覺並已提供安全警示，仍需通知相關管制員。

- a. 地形/地障警示：如認為航空器之空層與地形/地障可能造成危險時，應立即頒發下列警示：

術語—

(航空器識別) 空層太低，立刻檢查你的空層，這裡的最低航路儀航高度/最低引導高度/障礙最低隔離高度/最低儀航高度是(空層)，...
 [(Identification) LOW LEVEL ALERT, CHECK YOUR LEVEL IMMEDIATELY. THE, as appropriate, MEA/MVA/MOCA/MIA IN YOUR AREA IS (level). ,]

GE515 第一次進場於松山塔臺管制中時，塔臺 ASD 於 1807:42 時出現 GE515 之地障安全警示 (MSAW)，塔臺發現該機偏航後機場席於 1808:03 時聯絡近場臺。近場臺管制員於 1808:41 時接管後 ASD 顯示 MS 及 DA 警示及 MSAW Warning 音頻警示，該員於管制通話中除一直強調爬高至 5,000 呎之外 (1808:47 時呼叫「expedite reaching five thousand for terrain」、1808:54 時呼叫「expedite climb and maintain five thousand for terrain」、1809:18 時呼叫「climb and maintain five thousand」、1810:06 時呼叫「climb and maintain five thousand」)，至 1810:51 時才告知該機「那一塊我們的 mva 高度是四千八」，近場臺管制員提供安全警示未使用標準術語。

2.3.4 航空器天氣避讓服務

關於 ATMS 之天氣回波顯示功能，ATMP 第 2-6-4 節要求管制員：「提供所觀察／接獲報告之天氣相關資料給駕駛員。當駕駛員請求時，可提供雷達引導或同意航空器偏航以避開壞天氣，不能使用亂流一詞形容雷達所獲得的天氣情況」，以及「在危害天氣區域內，應事先計劃及準備，如駕駛員請求時，建議航空器可改變之航路或空層」。

民航局飛航服務總臺於民國 100 年 6 月 30 日開始使用 ATMS，惟其天氣回波

顯示功能因易造成系統不穩定，故飛航服務總臺自啓用該系統時暫時停止使用此功能。

航管雷達可以顯示降水的區域及其強度(但無高度資訊)，雖然一般機載氣象雷達偵測危害天氣的能力較航管雷達為佳，但管制員藉此可提供參考。飛航服務總臺應儘速解決天氣回波顯示功能與 ATMS 的整合問題，以利管制員提供相關航管服務。

2.4 失速警告聲響頻譜分析

依 1.11.1 節，於事故發生期間駕駛艙曾出現各種如自動駕駛解除、失速警告及 EGPWS 警告聲響等；其中，自動駕駛解除聲響及 EGPWS 警告聲響人耳可清楚辨識，惟表 1.11-2 部分警告聲響因出現時間甚短，人耳無法明確判定是否為失速警告聲響，因此暫定為「不明聲響」。本節將配合 FDR 資料並利用頻譜分析進一步認定此類失速警告聲響。

根據 1.18.4 節，ATR-72 型機於襟翼 0 度及襟翼 15 度時，其失速警告系統作動機制為左右機翼任一套攻角超過 15.9 度及 16.3 度。當該機攻角超過系統作動之臨界值時，失速警告系統會作動而發出失速警告聲響，直到瞬間攻角小於系統作動之臨界值，失速警告系統停止作動；若一秒內之瞬間攻角又超過臨界值時，失速警告系統仍會再次作動，發出失速警告聲響。

失速警告聲響主頻率為 1,600Hz 及 900Hz，均由固定 0.12 秒週期的聲響組合而成，每一週期包含兩個音節，每一音節長度為 0.06 秒；當失速警告聲響出現時，0.12 秒長度之 1,600Hz 之特徵聲響先出現，第 1 音節出現之後(0.06 秒之後)，0.12 秒長度之 900Hz 特徵聲響也伴隨出現，兩個特徵聲響重複交替出現，組成完整的失速警告聲響。圖 2.4-1 為失速警告聲響之時頻分析圖¹⁶。

16 本章節之時頻分析方法均採用相同的參數設定。

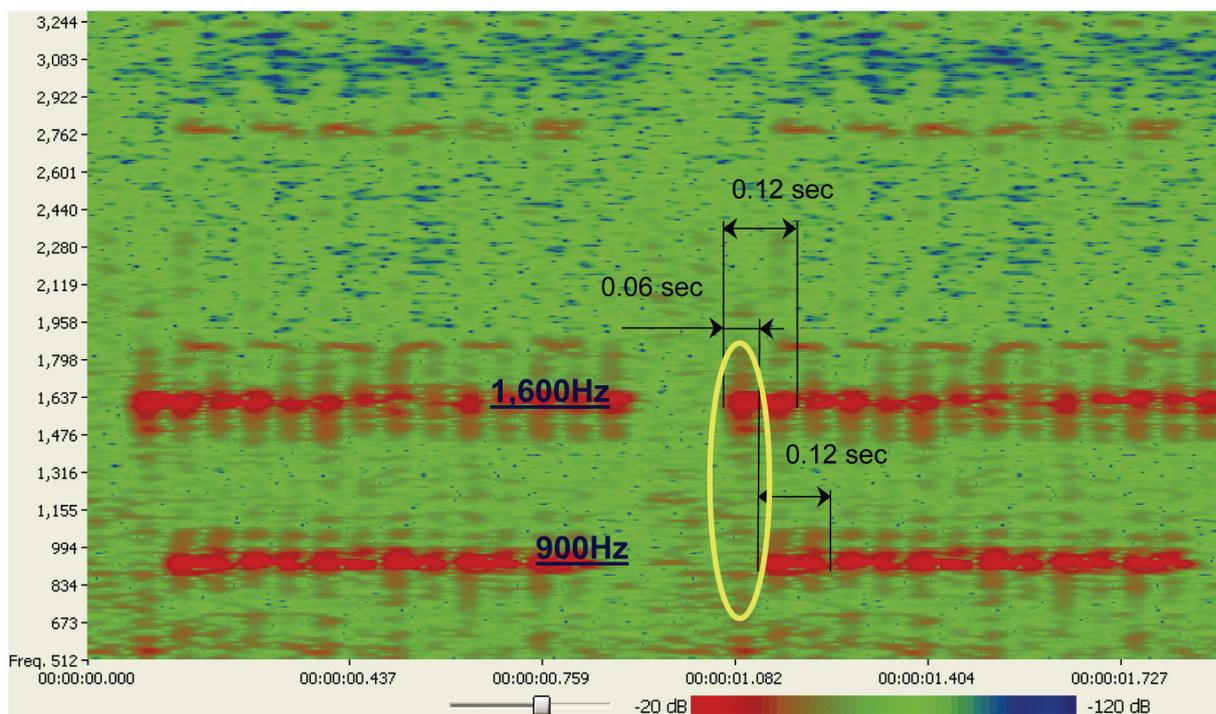


圖 2.4-1 失速警告聲響時頻分析圖

表 1.11-2 暫定為「不明聲響」之部分警告聲響，經配合 FDR 資料並利用頻譜分析進一步認定此類失速警告聲響後，依該機攻角已超過或接近失速警告系統作動之條件；另比對不明聲響之主頻率為 1,600Hz，聲響時間長度約 0.06 秒，頻率及時間長度與 1 個週期失速警告聲響的第 1 音節 (1,600Hz) 相同，相似於圖 2.4-1 黃圈所示，研判「不明聲響」應為失速警告聲響。

表 2.4-1 CVR 不明聲響出現時間與攻角整理

ATC 時間 (CVR)	時間長度 (sec)	CVR 抄件	ATC 時間 (FDR)	襟翼角度(度)	AOA Left	AOA Right	是否符合作動條件
1810:23.5	0.261	失速警告聲響	1810:22	0	8.9	9.5	
			1810:23	0	14.7	<u>16.1</u>	>15.9
			1810:24	0	9.9	10.9	
1810:37.1	0.675	失速警告聲響	1810:36	0	4.4	4.7	
			1810:37	0	<u>20.2</u>	<u>19.8</u>	>15.9
			1810:38	0	8.0	9.4	
1810:41.9	0.215	失速警告聲響	1810:41	0	11.4	9	

ATC 時間 (CVR)	時間長度 (sec)	CVR 抄件	ATC 時間 (FDR)	襟翼角度(度)	AOA Left	AOA Right	是否符合合作動條件
			1810:42	0	14.4	14.7	
			1810:43	0	3.3	3	
1810:46.7	0.068	(不明聲響)	1810:44	0	7.4	7.5	
			1810:45	0	15.7	15.2	
1810:47.1	0.056	(不明聲響)	1810:46	0	12.6	13.6	
			1810:47	0	15.6	15.3	
1810:48.1	0.052	(不明聲響)	1810:48	0	12.4	12	
			1810:49	0	11.3	8.5	
1810:57.0	0.064	(不明聲響)	1810:56	15	8.8	11.2	
			1810:57	15	15.4	15.8	
			1810:58	15	3.4	0.6	
1811:06.0	1.436	失速警告聲響	1811:05	15	13.8	14.5	
			1811:06	15	15.4	<u>17</u>	>16.3
			1811:07	15	<u>18.8</u>	<u>16.4</u>	>16.3
			1811:08	15	14.4	14.7	
1811:19.7	0.281	失速警告聲響	1811:19	15	11.0	11.5	
			1811:20	15	15.6	<u>17.2</u>	>16.3
1811:20.1	0.260	失速警告聲響	1811:21	15	9.6	9.8	
			1811:22	15	16.0	15.4	
			1811:23	15	14.9	11.7	
1811:28.5	2.057	失速警告聲響	1811:27	15	13.6	14	
			1811:28	15	16.0	15.3	
			1811:29	15	<u>17.8</u>	<u>16.7</u>	>16.3
			1811:30	15	<u>19.4</u>	<u>17.1</u>	>16.3
1811:34.3	0.064	失速警告聲響	1811:31	15	9.9	9.6	
			1811:32	15	9.0	6.8	
			1811:33	15	8.0	8	
			1811:34	15	16.0	15.9	
1811:35.2	1.806	失速警告聲響	1811:35	15	<u>17.3</u>	<u>17.6</u>	>16.3
			1811:36	15	<u>19.9</u>	<u>16.7</u>	>16.3
			1811:37	15	12.2	10.8	
			1811:38	15	10.0	8.5	
1811:40.3	2.275	失速警告聲響	1811:39	15	14.5	13.5	
			1811:40	15	<u>17.1</u>	16.1	>16.3
			1811:41	15	<u>18.6</u>	<u>18.6</u>	>16.3
			1811:42	15	<u>20.0</u>	<u>17.7</u>	>16.3

ATC 時間 (CVR)	時間長 度 (sec)	CVR 抄件	ATC 時間 (FDR)	襟翼角 度(度)	AOA Left	AOA Right	是否符 合作動 條件
1811:45.1	0.048	(不明聲響)	1811:43	15	11.9	10.5	
			1811:44	15	15.1	13.1	
			1811:45	15	16.9	15.1	>16.3
			1811:46	15	11.5	9.4	
1812:03.7	0.053	(不明聲響)	1812:02	15	8.0	7.2	
			1812:03	15	16.0	13.6	
			1812:04	15	14.8	15	
1815:12.2	0.817	失速警告聲響	1815:11	15	13.2	14.3	
			1815:12	15	<u>16.7</u>	<u>17.2</u>	>16.3
			1815:13	15	13.9	14	

本頁空白

第三章 結論

● 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。其中包括：不安全作為、不安全狀況或造成本次事故之安全缺失等。

● 與風險有關之調查發現

此類調查發現係涉及飛航安全之風險因素，包括未直接導致本次事故發生之不安全作為、不安全條件及組織與整體性之安全缺失等，以及雖與本次事故無直接關連但對促進飛安有益之事項。

● 其它發現

此類調查發現係屬具有促進飛航安全、解決爭議或澄清疑慮之作用者。其中部分調查發現為大眾所關切，且見於國際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之用。

3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 左發動機第 1 級動力渦輪轉子 1 片葉片因鑄造過程問題，葉片口袋區域附近之材料產生縮孔缺陷，疲勞裂紋從葉片口袋區域附近材料之縮孔缺陷開始發展終致斷裂；葉片斷裂脫落後於動力渦輪段內部來回撞擊，造成其它第 1 級動力渦輪葉片、外罩、低壓渦輪罩損壞；因動力渦輪段轉子轉動不平衡所產生震動傳遞至 6、7 號軸承室，使固定於支架上之 6、7 號軸承回油管斷裂；大量滑油從斷裂口向後噴出，接觸高熱之發動機尾管後被引燃，造成發動機火警。(1.6.3、1.14.1、1.16.1、2.1.1)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 飛航組員執行滅火程序時，因與航管通話及相互確認，致該程序於 3 分 19 秒時

- 間執行完畢。(1.11.1、1.11.2、2.2.1)
2. 飛航組員於返航松山機場過程中未提及發動機火警及以單發動機飛航，亦未宣告緊急狀況，致管制員未完全瞭解該機當時情況，不利其判斷與規劃及協助。
(1.1、1.18.6、2.2.2)
 3. 飛航組員於發現發動機有問題時，未先作適當處置即匆忙要求回航；未做適當之飛航管理，使後續進場之工作負荷加重，影響飛航操作。(1.1、1.1.18.6.1、1.18.6.2、2.2.9)
 4. 台北近場臺頒發 GE515 松山機場 10 號跑道進場許可時，飛航組員未立即 ARM APP MODE 且未設定正確的航道；飛航組員之後備動 LOC mode，同時左轉航向至 45 度，LOC 偏移量為 1.273 dots，且航機已穿越進場航道中心線，致未攔上 ILS。(1.1、1.11.1、1.11.2、2.2.4、2.2.6)
 5. 飛航組員於航管許可下降至 2,800 呎後，未獲得新的航管許可或 GS MODE 致動之情況下，將預設高度改為 3,800 呎，取消 AFCS ALT HOLD MODE，航機將可能偏離航管許可高度及增加接近地障之風險。(1.11.1、1.11.2、2.2.3)
 6. 事故前該機發動機狀況趨勢性能監控 (ECTM) 結果僅能監控巡航階段之馬力，發動機之保留起飛馬力 (RTO) 測試可達 100% 扭矩值，本次事故中，駕駛員操作右發動機油門手柄至 RAMP 位置時，扭矩輸出未達額定值，無法滿足飛航操作需求。(1.6.4.3、2.1.3)
 7. 該機未能攔上松山 ILS10 進場航道及未能保持航管許可高度 2800 呎，引起後續 EGPWS 之警示及警告。(1.1、1.11.1、1.11.2、2.2.4、2.2.6)
 8. 飛航組員執行復興 ATR FCTM EGPWS Mode 2 警告程序，將油門推至 RAMP 附近，並使航機仰起至 27 度爬升，進行地障避讓程序，導致航機後續出現若干次失速警告。(1.11.1、1.11.2、1.18.3、2.2.6)

9. 該機於 1811:09~1811:19 及 1811:37~1811:43 等二時段其指示空速曾低於 AFM 估算之失速空速。(1.11.1、1.11.2、2.2.6)
10. 遭遇 EGPWS Warning 時，飛機可能有各種不同外型，且須保持最大爬升梯度速度，非經原廠說明細節，飛航組員不易正確執行 ATR-72 飛航組員操作手冊中 EGPWS Mode 2 Warning Recovery 重飛程序。(2.2.6)
11. 飛航組員於發生 EGPWS Enhanced Mode 2 之警示及警告聲響時未立即爬升以獲得最大地障間隔，航機後續出現若干次失速警告及短暫操控異常狀況。(1.11.1、1.11.2、1.18.3、2.2.6)
12. 單發動機手控飛航時，飛航組員未適量使用方向舵調整片，將飛機調整妥當，造成航機操作上之困難。(1.1、1.11.2、2.2.5)
13. 復興航空 ATR-72 飛航組員訓練手冊中，EGPWS Mode 2 Warning Recovery 操作程序為將飛機仰角帶至最大 25 度，飛機於低速、不同外形、發動機失效及其他不正常狀況下，有可能造成飛機進入失速狀態。(1.11.1、1.11.2、1.16.5、1.18.3、2.2.6)
14. 事故航班飛航組員部份標準呼叫未執行。(1.11.1、2.2.8)
15. 飛航組員未接受臨界速度操控之訓練。(1.5、2.2.6)
16. 該機第一次進場，管制員引導攔截最後進場航道頒發進場許可時，該機之空層高於下滑道。(1.11.2、2.3.1.1)
17. 近場臺管制員由 ASD 觀察該機一通過 localizer 五邊延長線即認為已攔上 ILS，事實上該機持續北偏，若當時能再觀察該機是否有右轉攔截 ILS 的趨勢，便能及早掌握該機的狀況。(1.18.6、1.18.7、1.18.8、2.3.1.2)
18. 近場臺管制員將航空器轉換至塔臺後，應持續監控至落地，但近場臺 ASD 不再顯示航空器之 ATMS 警示，致 ASD 無法主動提示管制員可能之潛在安全危

機。(1.18.6、1.18.7、1.18.8、2.3.2)

3.3 其它發現

1. 由飛航資料紀錄器資料顯示該機當時遭遇中度亂流 1808 時之後 GE515 偏航期間，該區域可能具有局部垂直風切現象，顯示該機當時遭遇中度至接近嚴重亂流。(1.7、1.11.1、1.18.6、2.2.4)
2. 飛航組員遭遇發動機失效等情形選擇返降時，未先討論及考慮機場附近地形與航機超越障礙之能力，妥善選擇返降機場。(1.1、1.11.1、2.2.7)
3. ATR 原廠 FCOM 及復興 FCTM 相關手冊中，未訂定 EGPWS Enhanced Mode 警示及警告之避讓操作程序。(1.18.8、2.2.6)
4. 近場臺管制員提供安全警示時未使用標準術語。(1.18.6、1.18.7、2.3.2)
5. 民航局飛航服務總臺於民國 100 年 6 月 30 日開始使用 ATMS，惟其天氣回波顯示功能因易造成系統不穩定，故自啓用該系統時暫時停止使用此功能。(1.18.6、1.18.7、2.3.3)

第四章 飛安改善建議

本章節中，4.1 為依據本調查之結果而提出之飛安改善建議。於調查過程中，各相關機關（構）提供本會已完成或進行中之改善措施提列於相關之飛安改善建議後及 4.2 節。在此說明，本會並未對各相關機關（構）所提列之飛安改善措施進行驗證，因此，本會仍會列出相關之飛安改善建議。

4.1 改善建議

4.1.1 期中飛安通告

通告編號：ASC-IFSB-12-05-001

發布日期：2012 年 5 月 18 日

事件經過：

近期發生某國籍航空公司航機於松山機場起飛爬升時，出現 1 號發動機火警警告燈亮，飛航組員依發動機起火程序使用滅火瓶、發動機關車並向航管請求返回松山機場之飛航事故。

說明：

松山機場因障礙物限制列為特殊機場，為確保飛航安全，航機於松山機場起飛時必須遵守 AIP 內松山機場離場之爬升梯度規定，且松山機場 ILS RWY 10 重飛程序中，另有爬升梯度或天氣限制。

建議事項：

給航空業者

檢視所屬航機發動機失效時之爬升性能，並訂定爬升梯度或天氣限制相關政策程序及規範供飛航組員參考，以確保航機於松山機場發動機失效時之飛航安全。

4.1.2 飛安改善建議

致 Pratt & Whitney Canada 發動機製造公司

1. 請 P&WC 檢視 FDR 資料與發動機監控計劃及程序，並持續與 ATR 合作，協助業者解決發動機於例常監控性能均正常情況下，飛機在空中飛航時油門手柄推至 RAMP 位置（如 GE515 事故），扭矩輸出未能達到額定值之問題。
（ASC-ASR-13-05-001）

致 ATR 飛機製造公司

1. 持續與 P&WC 合作，協助業者解決發動機於例常監控性能均正常情況下，飛機在空中飛航時油門手柄推至 RAMP 位置（如 GE515 事故），扭矩輸出未能達到額定值之問題。（ASC-ASR-13-05-002）

致 復興航空公司

1. 尋求 ATR 及 P&WC 協助，解決於例常發動機監控性能均正常情況下，實際在空中油門手柄推至 RAMP 位置時，扭矩輸出未能達到額定值之問題。
（ASC-ASR-13-05-003）
2. 重新檢視及修訂相關手冊，包括有關緊急情況宣告之時機與應發出緊急通話之狀況。（ASC-ASR-13-05-004）
3. 加強宣導飛航組員於遭遇發動機失效等情形時，應先考慮機場附近地形與航機超越障礙之能力後，妥善選擇返降機場。（ASC-ASR-13-05-005）
4. 加強飛航組員單發動機人工操作技巧；確實遵守 SOP ILS 進場操作程序，確實提示、設定進場航道及適當調整進場速度及標準呼叫。（ASC-ASR-13-05-006）
5. 加強飛航組員對異常狀況之管理（Undesired Aircraft State Management）、飛行管理（Flight Management）、EGPWS 系統 Enhanced Mode 警示及警告避讓程序操作訓練。（ASC-ASR-13-05-007）
6. 重新檢視 ATR-72 相關手冊中 EGPWS Enhanced Mode 警示及警告之避讓操作程序中相關執行細節敘述，使其與 ATR AFM 正常重飛程序細節一致；及檢視有關失速警告與失速後改正程序差異。（ASC-ASR-13-05-008）

7. 系統化製訂及整合有關航跡、高度、速度及狀態偏離正常之標準呼叫並訂定於相關手冊中。(ASC-ASR-13-05-009)

致 交通部民用航空局

1. 督導飛航服務總臺於近場臺將航空器轉換至塔臺後，若有 ATMS 安全警示應一併於近場臺 ASD 中顯示。(ASC-ASR-13-05-010)
2. 督導飛航服務總臺儘速解決天氣回波顯示功能與 ATMS 的整合問題，以利管制員提供相關航管服務。(ASC-ASR-13-05-011)

關於此建議，交通部民用航空局飛航服務總臺已要求 ATMS 原廠儘速修正該功能，預計於 102 年 8 月底該功能檢測無誤後上線使用。

3. 督導復興尋求 ATR 及 P&WC 協助之進度，解決於例常發動機監控性能均正常情況下，實際在空中油門手柄推至 RAMP 位置時，扭矩輸出未能達到 100%之問題。(ASC-ASR-13-05-012)
4. 督導復興重新檢視及修訂相關手冊中有關飛航中緊急情況之定義及宣告時機；包括飛航組員遭遇發動機失效等情形時，應先考慮機場附近地形與航機超越障礙之能力，妥善選擇返降機場。(ASC-ASR-13-05-013)
5. 督導復興加強飛航組員單發動機人工操作技巧；確實遵守 SOP ILS 進場操作程序，確實提示、設定進場航道及適當調整進場速度及標準呼叫。(ASC-ASR-13-05-014)
6. 督導復興加強飛航組員對異常狀況之管理 (Undesired Aircraft State Management)、飛行管理 (Flight Management)、EGPWS 系統及 Enhanced Mode 警示及警告避讓程序操作訓練及臨界速度操控之訓練。(ASC-ASR-13-05-015)
7. 督導復興重新檢視 ATR-72 相關手冊中 EGPWS Enhanced Mode 警示及警告之避讓操作程序中相關執行細節敘述，使其與 ATR AFM 正常重飛程序細節一致；及檢視有關失速警告與失速後改正程序差異。(ASC-ASR-13-05-016)

- 督導復興系統化製訂及整合有關航跡、高度、速度及狀態偏離正常之標準呼叫及訂定於相關手冊中。(ASC-ASR-13-05-017)

4.2 已完成或進行中之改善措施

復興航空公司：

- 經檢視事故後由機上取得之航圖資料袋，部份航圖未更新且資料袋無管制及更新紀錄。上項發現已由復興於民國 101 年 6 月 1 日重新檢視現行 ATR-72 型機上使用之航圖管理方式，由航務處指定專人定期檢查更新，並於資料袋加註管制頁次。
- ATR 原廠於民國 100 年 11 月發布之暫行頁次第 4-02 頁（如圖 1.18-6），其最後一行：「SINGLE ENG OPERATION procedure (2.05)APPLY」之程序，經檢視並無該內容。此發現已通知原廠修正。
- 復興第 35 版之航務手冊第 3.8 節，有關 ATR 型機之 PM 職責(如圖 1.18-7)Flight path and airspeed monitor 項目，此部分原係節錄自 ATR 原廠 FCOM 第 2.04.01 節（如圖 1.18-8），航務處已修訂並發布新版。

交通部民用航空局：

- 交通部民用航空局於民國 101 年 5 月 16 日發佈飛安公告 ASB No:101-048/O，要求飛航組員應於遭遇異常狀況時，依據「飛航管理程序 ATMP」第九章緊急程序之規定，「國際民航公約第 10 號附約 ANNEX-10」與「FAA AERONAUTICAL INFORMATION MANUAL」等規定適時宣告危難情況「MAYDAY」或急迫情況「PAN-PAN」，獲得優先之協助與航管引導，以確保飛航安全；各公司應確依「07-02A 航空器飛航作業管理規則附件 5 直昇機性能及操作限制規定及附件 6 飛機性能及操作限制規定」，制定航機於起飛或重飛時，遭遇發動機失效等情形之飛航程序，並考慮機場附近地形與航機超越障礙之能力，要求所屬人員遵行並列為年度考驗之必要項目。

2. 關於引導精確進場航空器攔截最後進場航道時不高於下滑道，以及引導有異常之航空器攔截松山機場最後進場航道，交通部民用航空局相關改善措施如下：
- 飛航服務總臺於民國 101 年 7 月及 102 年 1 月行文要求臺北及高雄近場管制塔臺將 ATMP 第 5 章第 9 節「雷達到場」相關規定列入席位查核重點項目。
 - 飛航服務總臺於民國 102 年 1 月行文要求各航管單位於雷達引導航空器至最後進場航道時，確依「飛航管理程序」5-9-1 節之規定；引導實施儀器進場之航空器至因地形、建築物障礙等限制列為特殊機場（如松山機場）時，確依 ATMP 5-1-11「雷達服務終止」章節相關規定作業，並監視航空器於最後進場階段完成相關落地對正及下降，直至該航空器落地。
 - 臺北近場管制塔臺於民國 101 年 7 月開辦「作業程序及規定精進訓練」課程，加強對於遇險航空器提供最大協助之能力。
 - 臺北近場管制塔臺持續於民國 101 年 6 月及 11 月宣導確依 ATMP 第 5 章第 9 節「雷達到場」相關規定作業。
3. 關於近場臺管制員提供安全警示時未使用標準術語，交通部民用航空局飛航服務總臺於民國 102 年 1 月行文要求各航管單位確依 ATMP 2-1-8「安全警示」相關標準術語提供安全警示，並以頒發安全警示為第一優先職責，並列入席位查核重點項目。臺北近場管制塔臺於民國 101 年 11 月宣導確依 ATMP 2-1-8「安全警示」章節使用標準術語。

加拿大運輸部：

民國 100 年 7 月至 10 月期間，匈牙利、丹麥及義大利發生三起 ATR 42/72 飛機類似原因之重大意外事件，該三國調查單位對加拿大運輸部提出 2 項飛安改善建議，加拿大運輸部執行現況如後。

1. P&WC 預計於民國 102 年第 2 季修訂維修手冊，重新訂定 PW100 系列發動機第

1 級動力渦輪葉片之使用壽限；加拿大民航局發布 AD CF-2013-02，要求使用者依 P&WC SB 21823 服務通告內容，對民國 94 年至 99 年間製造生產之 PW100 系列發動機第 1 級動力渦輪葉片執行一次性檢查；P&WC 目前正重新檢視於引進加強型 X 光檢查方法後，所有檢驗過之第 1 級動力渦輪葉片，以找出可能因人為誤失而未能檢出之有缺陷葉片。

2. 除現有第 1 級動力渦輪葉片之 X 光檢查方法外，P&WC 將於民國 102 年第 2 季，於修訂維修手冊同時發布增加第 1 級動力渦輪葉片之超音波檢驗方法。

附錄一 CVR 抄件摘要

CVR Transcript

RDO : Radio transmission from occurrence aircraft

CAM : Cockpit area microphone voice or sound source

INT : Interphone

-1 : Voice identified as captain

-2 : Voice identified as first officer

-3 : Voice identified as flight attendant

TWR : Taipei tower

APP : Taipei approach

ACC : Taipei area control center

OD : Company operation

... : Unintelligible

() : Remarks or translation

* : Communication not related to operation / expletive words

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
08	30	51.1		(CVR 記錄開始)
09	48	55.9	TWR	transasia five one five runway one zero wind zero five zero degrees one knots cleared for take off
09	49	01.5	RDO-2	runway one zero cleared for take off transasia five one five
09	49	03.6	CAM-2	洞五洞一湮許可起飛么洞跑道 before take off checklist completed
09	49	12.9	CAM-2	runway clear
09	49	20.0	RDO-2	transasia five one five rolling
09	49	21.6	TWR	five one five roger
09	49	24.3	CAM-1	好 ready
09	49	25.2	CAM-2	check
09	49	26.0	CAM-1	go
09	49	27.2	CAM	(引擎轉速提高聲響)
09	49	28.2	CAM-2	a-t-p-c-s on
09	49	29.4	CAM-1	check

¹⁷ 5月24日確認之CVR抄件，CVR時間比ATC時間慢25.5秒，以ATC抄件時間作為同步基準後，此版本之CVR時間與ATC時間同步。

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
09	49	30.1	CAM-2	notch
09	49	32.7	CAM-2	power set engine instrument check
09	49	34.4	CAM-1	check
09	49	35.2	CAM-2	normal
09	49	38.9	CAM-2	seventy knots
09	49	40.2	CAM-1	you have control
09	49	40.9	CAM-2	i have control sir
09	49	51.4	CAM-1	v-one v-r
09	49	52.5	CAM-2	rotate
09	49	55.4	CAM	(gust lock 彈入聲)
09	49	56.6	CAM-1	positive climb
09	49	57.7	CAM-2	gears up yaw damper on
09	49	57.9	CAM-1	gears up yaw damper on check
09	50	02.1	CAM-2	auto pilot on
09	50	05.8	CAM-1	er autopilot engage
09	50	08.1	CAM-2	check
09	50	13.9	CAM	(pitch trim 作動聲響)
09	50	22.8	CAM-1	點三
09	50	26.4	TWR	transasia five one five contact taipei approach one one niner decimal seven
09	50	29.7	RDO-1	one nineteen seven good day transasia five one five
09	50	32.4	CAM-1	高度 么四四
09	50	34.2	CAM	啲(波道轉換聲響)
09	50	37.3	CAM-2	check
09	50	52.3	CAM-2	要跟他報到
09	50	52.9	CAM	(pitch trim 作動聲響)
09	50	55.6	CAM-2	white bug
09	50	56.4	CAM-1	flap zero
09	50	57.7	CAM-2	climb sequencing after takeoff checklist
09	50	57.8	CAM	(single chime)
09	50	57.9	CAM	(pitch trim 作動聲響)
09	50	58.3	CAM	(continuously repetitive chime 至 0951:02.8)
09	51	01.4	CAM-1	這甚麼東西啊
09	51	03.3	CAM-1	等一下 沒有
09	51	04.3	CAM-2	這個沒有 用好啊

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
09	51	09.1	CAM-1	好啦好啦
09	51	09.7	CAM-2	做好了
09	51	10.5	CAM-1	莫名其妙啊 爲什麼那個
09	51	11.2	CAM-2	對啊我看那個好像沒有把它推進去
09	51	14.4	CAM-1	這樣子啊
09	51	15.2	CAM-2	嘿啊
09	51	16.3	CAM-1	怎麼會這樣子 我們這樣子
09	51	18.0	CAM-2	我看那邊有點突出來
09	51	24.1	CAM-1	好 我來發動
09	51	25.2	CAM-2	好 是
09	51	25.8	APP	transasia five one five taipei approach
09	51	28.4	RDO-1	taipei approach transasia five one five muzha two quebec leaving two thousand tree
09	51	33.6	APP	transasia five one five taipei approach radar contact taipei q-n-h one zero zero five climb and maintain eight thousand
09	51	41.1	RDO-1	climb and maintain eight thousand one zero zero five transasia five one five
09	51	44.3	CAM-2	八千 么洞洞五 set thank you
09	52	03.1	APP	transasia five one five confirm final altitude eight thousand
09	52	08.0	RDO-1	er affirm
09	52	10.3	CAM-2	對
09	52	11.2	RDO-2	affirmative
09	52	12.3	APP	thank you
09	52	13.7	CAM-1	喔我不曉得你申請八千
09	52	15.2	CAM-2	我申請八千 我想說 客滿爬高
09	52	19.1	CAM-1	喔
09	52	19.6	CAM-2	馬公爬不了多高
09	52	22.6	CAM-2	低一點可能好一點
09	52	26.3	CAM-1	好
09	52	27.3	CAM-1	after take off gears up flaps zero climb auto taxi lights anti-icing not required seat belt standby bleed flow high after takeoff complete
09	52	50.3	CAM-2	...
09	53	12.0	CAM-1	我們不要定向那個
09	53	13.9	CAM-2	houlong
09	53	27.6	CAM	(continuously repetitive chime)

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
09	53	32.8	CAM-1	很裡面啊
09	53	33.6	CAM	(continuously repetitive chime)
09	53	33.7	CAM-1	響甚麼
09	53	40.0	CAM-1	等一下 這邊為甚麼會亮
09	53	45.0	CAM-1	唉唷 有燒焦味啊
09	53	47.1	CAM-2	嗯 有一點
09	53	47.3	CAM	(continuously repetitive chime)
09	53	49.3	CAM-1	在叫甚麼呢 現在是 engine oil 剛剛那個是 flight control
09	53	52.4	CAM-2	對
09	53	54.1	CAM-1	喔 要注意一下
09	53	55.0	CAM-2	好
09	53	56.3	CAM-1	喔 有一個燒 燒焦味耶
09	53	59.4	CAM-2	等一下 gears up flap zero climb
09	54	01.8	CAM-1	沒錯啊
09	54	02.6	CAM	(continuously repetitive chime)
09	54	02.8	CAM-2	喔它又來了
09	54	04.1	CAM-1	好 等一下喔
09	54	05.8	CAM	(continuously repetitive chime)
09	54	05.9	APP	transasia five one five direct houlong
09	54	08.8	RDO-1	direct houlong transasia five one five
09	54	10.8	CAM-2	houlong
09	54	11.5	CAM	(continuously repetitive chime)
09	54	12.6	CAM-2	啊應該是有問題啊 它這整個都掉下來了
09	54	14.1	CAM-1	ok engine one 好 好好好好
09	54	14.5	CAM	(single chime)
09	54	15.7	CAM-2	對
09	54	17.9	CAM-1	欸 好等一下喔
09	54	18.6	CAM	(continuously repetitive chime)
09	54	21.5	CAM-2	看起來...
09	54	22.3	CAM-2	好
09	54	22.5	CAM-1	等一下
09	54	24.7	CAM-1	...停下來了啊
09	54	30.9	CAM	(continuously repetitive chime)
09	54	31.1	CAM-2	喔這個也是
09	54	32.6	CAM-1	好 ok 好 我們先把 你現在跟他申請雷達 vector

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
09	54	39.4	CAM-2	回松山
09	54	40.5	CAM-1	回松山
09	54	41.0	CAM	(continuously repetitive chime)
09	54	43.7	RDO-2	taipei approach transasia five one five we have a mechanical problem request radar vector to er songshan
09	54	52.0	APP	transasia five one five confirm mechanical problem
09	54	54.6	RDO-2	affirmative
09	54	55.7	APP	transasia five one five roger fly heading two tree zero vector to i-l-s runway one zero final approach course number tree
09	55	03.0	CAM	(引擎轉速下降聲響)
09	55	04.3	RDO-2	heading two tree zero number tree transasia five one five
09	55	05.0	CAM	(continuously repetitive chime)
09	55	09.4	CAM-1	火停了啊
09	55	10.0	CAM-2	好
09	55	10.6	CAM-1	啊那個關了啊
09	55	10.7	CAM-2	喔那個很大 那個味道
09	55	12.4	CAM-1	那關了嘛
09	55	13.5	CAM-2	好
09	55	14.6	APP	transasia five one five do you need any ground support
09	55	18.0	CAM-1	er no need
09	55	19.2	RDO-2	we don't need thank you
09	55	20.6	APP	good roger
09	55	21.5	CAM-1	好
09	55	23.2	CAM-1	in flight engine fire checklist
09	55	32.1	APP	transasia five one five maintain six thousand
09	55	35.6	RDO-2	maintain six thousand transasia five one five
09	55	37.1	CAM-1	好 altitude hold
09	55	38.0	CAM-2	六千
09	55	39.3	CAM-1	六千 please
09	55	41.5	CAM-2	六千
09	55	47.9	CAM-1	fire handle
09	55	48.6	CAM-2	pull
09	55	53.9	CAM-1	喔 我這邊該做的我先做了喔
09	55	57.9	CAM-2	好
09	55	58.6	CAM-1	好

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
09	56	03.0	CAM-1	第一章 第一章
09	56	04.8	CAM-2	就這個
09	56	05.9	CAM-1	好 in flight engine fire
09	56	07.3	CAM-2	好
09	56	07.9	CAM-1	黑的黑的
09	56	10.5	CAM-2	紅的這個
09	56	12.2	CAM-1	in flight engine fire
09	56	18.5	CAM-2	in flight engine fire or severe mechanical damage power lever 左邊 flight idle flight idle check condition lever affected side feather then shut off 左邊 feather then shut off
09	56	31.6	CAM-1	對
09	56	32.0	CAM-2	fire handle 左邊 pull 然後 十秒鐘以後 然後 要 要 打滅火瓶嗎教官
09	56	43.5	CAM-1	啊 啊 好 ok timing 啊 對 是十秒鐘
09	56	47.8	CAM-2	要不要打滅火瓶教官
09	56	49.8	CAM-1	打了啊
09	56	51.5	CAM-2	好
09	56	59.6	CAM-1	aileron mistrim
09	57	01.4	CAM-2	然後 三十秒
09	57	02.6	CAM-1	timing in thirty seconds 對
09	57	11.9	APP	transasia five one five turn right heading two seven zero
09	57	16.6	CAM-1	flight heading two seven zero okay
09	57	18.8	RDO-1	turn right heading two seven zero transasia five one five
09	57	21.7	CAM-2	好 兩拐洞
09	57	24.0	APP	transasia five one five turn right heading two seven zero
09	57	28.1	RDO-2	turn right heading two seven zero
09	57	28.2	CAM-1	turn right
09	57	31.4	CAM-2	然後 再來做 single engine operation procedure 嗎
09	57	36.4	CAM-1	er 對
09	57	36.5	CAM-2	好
09	57	36.6	CAM-1	我們這邊 in flight engine fire 通通都做完了
09	57	38.5	CAM-2	對 三十秒了
09	57	39.9	CAM-1	三十秒還在亮啊
09	57	41.0	CAM-2	對
09	57	41.6	CAM-1	好 我們等一下 agent two 再給它 注意一下速度

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
09	57	48.6	CAM	(自動駕駛解除聲響)
09	57	48.9	CAM-1	好 等一下
09	57	49.9	CAM-2	好
09	57	52.7	CAM	(自動駕駛解除聲響)
09	57	56.5	CAM-1	好 第二顆彈 打掉
09	57	58.6	CAM-2	好
09	57	59.5	CAM-1	這邊 它還在亮 啊 打了啊
09	58	03.0	CAM-2	對
09	58	04.0	CAM-1	好 三十秒到了都打了啊
09	58	05.8	CAM-2	好 好 作 single engine operation procedure
09	58	08.8	CAM-1	對你再把這個 in flight 通通再給它 eh 念一次 好不好
09	58	12.8	CAM-2	er 好
09	58	13.2	CAM-1	看我們有沒有疏漏的地方
09	58	14.4	CAM-2	power lever 左邊 flight idle condition lever 左邊 feather then shut off fire handle 左邊 pull 拉出來了然後十秒鐘 first agent discharge 了三十秒以後 second agent discharge 了
09	58	29.7	CAM-1	check
09	58	30.6	CAM-2	然後 land as soon as possible 已經請求雷達引導回松山
09	58	34.6	CAM-1	對
09	58	34.9	CAM-2	然後 single engine operation procedure 二點零四
09	58	38.7	CAM-1	yes
09	58	42.6	CAM-2	single engine operation procedure land as soon as possible 已經 as soon possible power management take off if necessary 放在 m-c-t
09	58	50.1	CAM-1	yes
09	58	50.5	CAM-2	再來我們現在要放在 m-c-t
09	58	53.5	CAM-1	okay ready
09	58	55.2	CAM-2	好 然後 fuel pump affected side off er 左邊的 fuel pump 要 off
09	58	57.2	CAM	(引擎轉速提高聲響)
09	58	57.9	CAM	(interphone 聲響)
09	59	02.4	CAM-1	okay
09	59	02.8	INT-3	教官 我是*
09	59	05.1	INT-1	*啊
09	59	05.9	INT-3	嘿
09	59	06.7	INT-1	那個我們的左發動機有點問題

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
09	59	09.4	INT-3	是 因為客人也看到了
09	59	11.1	INT-1	所以等一下我會跟客人講
09	59	13.4	INT-3	是 嗯哼
09	59	14.3	INT-1	然後呢 我們現在正在回松山的路上
09	59	17.9	INT-3	好 好 好
09	59	20.1	INT-1	就是 所有東西都已經控制住了 沒有問題
09	59	24.4	INT-3	好好好 那今天有外國人喔
09	59	27.8	INT-1	你說甚麼
09	59	28.4	INT-3	有外國人喔
09	59	29.7	INT-1	有外國人喔
09	59	30.3	INT-3	是 okay 好
09	59	31.3	INT-1	好 謝謝
09	59	34.5	CAM-2	教官 那個 fuel pump 左邊要關掉
09	59	38.2	CAM-2	繼續做 左邊
09	59	40.4	CAM-1	okay 對
09	59	41.8	CAM-2	關掉 然後 d-c generator
09	59	43.8	CAM-1	你來做
09	59	44.3	CAM-2	好 d-c generator 左邊 關掉
09	59	46.6	CAM-1	對
09	59	47.0	CAM-2	關掉了 然後 a-c-w 左邊關掉 a-c-w 左邊關掉
09	59	51.7	CAM-1	好
09	59	52.6	CAM-2	然後 pack 左邊 關掉
09	59	55.7	CAM-1	okay check
09	59	56.5	CAM-2	bleed 左邊關掉
09	59	58.3	CAM-1	對
09	59	59.9	CAM-2	er a-p-m 然後把它 off
10	00	03.1	CAM-1	喔
10	00	04.8	CAM-2	tcas t-a only
10	00	06.8	CAM-1	t-a only
10	00	08.6	CAM-2	t-a only
10	00	09.3	CAM-1	好
10	00	11.0	CAM-2	oil pressure on failed engine monitor
10	00	13.6	CAM-2	oil pressure 現在是指零
10	00	15.8	CAM-1	好 failed engine 這
10	00	16.3	CAM-2	好 對

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	00	17.3	CAM-1	好
10	00	18.2	CAM-2	然後沒有 icing condition
10	00	20.1	CAM-1	yes
10	00	20.8	CAM-2	然後 我們也沒有再爬高了 所以不用決定在載重 if during a flight a positive oil pressure has been noted
10	00	29.8	CAM-1	好
10	00	30.3	CAM-2	on the failed engine notice available period of time maintenance must be informed 他說如果液壓 有沒有 滑油 還有壓力的話 要跟地面的那個 maintenance 講
10	00	44.1	CAM-1	喔
10	00	44.2	CAM-2	然後因為但是 oil pressure 已經指零了 不需要
10	00	47.2	CAM-1	好的
10	00	47.8	CAM-2	monitor fuel balance 然後 fuel balance 因為可是我們馬上回去落地了應該差不了多少
10	00	52.4	CAM-1	好
10	00	52.6	CAM-2	好注意那個油的 balance
10	00	54.6	CAM-1	yes
10	00	55.3	CAM-2	er fuel cross feed 不需要 作 approach maxima approach slope for steep er slope approach 這樣是五點五度 我們最大就是五點五度的
10	01	07.3	CAM-1	yes
10	01	07.7	CAM-2	那個 slope bleed not affected off 教官那
10	01	14.6	CAM-1	對
10	01	15.1	CAM-2	在那右邊 右邊它說 er 不 沒有影響的 bleed 然後 那我把右邊的
10	01	20.5	APP	taipei approach broadcasting songshan information sierra visibility four thousand five hundred meters with light thunderstorm and rain
10	01	24.1	CAM-1	最後進場的時候再把它
10	01	26.0	CAM-2	好 然後
10	01	28.2	CAM-1	condition lever
10	01	29.1	CAM-2	嗯 好的 然後 one hundred percent override 然後 er approach speed 的話我們再乘以一點一
10	01	39.2	CAM-1	yes
10	01	39.5	CAM-2	啊 v-m-c-a
10	01	40.8	CAM-1	好 查一下
10	01	41.4	CAM-2	好不好 四點六四

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	01	43.4	CAM-1	應該是一零八以上 喔 來看看
10	01	45.7	CAM-2	點六四
10	01	47.0	CAM-1	check 看看對不對
10	01	47.8	CAM-2	v-m-c-a 我們是零嘛 溫度現在是二十八度 我們算三十度 一百零六
10	01	55.4	CAM-1	好
10	01	56.0	CAM-2	一百零六
10	01	56.9	CAM-1	okay
10	01	57.4	CAM-2	所以我們落地本來是四萬七嘛
10	02	01.0	CAM-1	對
10	02	07.3	CAM-1	我來跟 s-o-c 講
10	02	10.3	CAM-2	所以 一百零九沒有 沒有低過 就一百零九
10	02	12.2	CAM-1	okay 好 好的
10	02	19.2	RDO-1	s-o-c 復興五么五
10	02	25.5	CAM-2	然後
10	02	26.4	CAM-1	等一下
10	02	29.2	OD	復興五么五請講
10	02	34.1	RDO-1	欸 五么五左發動機有問題 現在返回松山當中
10	02	41.8	OD	er er 您落地後三十四號 bay confirm e-t-a
10	02	46.2	APP	transasia five one five turn right heading zero tree zero
10	02	49.8	RDO-2	turn right heading zero tree zero transasia five one five
10	02	53.1	RDO-1	standby
10	02	58.0	CAM	(interphone 聲響)
10	02	59.5	INT-3	教官
10	03	00.1	INT-1	欸
10	03	00.8	INT-3	欸教官 你要廣播了嘛還是
10	03	03.0	INT-1	對 我 我等一下 我先廣播好不好
10	03	05.8	INT-3	好 好 好 好謝謝
10	03	06.4	INT-1	ok 謝謝
10	03	10.7	CAM-2	欸
10	03	13.9	APP	transasia five one five descend and maintain tree thousand
10	03	17.3	RDO-2	descend and maintain tree thousand transasia five one five
10	03	17.8	RDO-1	s-o-c 復興五么五
10	03	22.7	OD	*請說
10	03	24.4	RDO-1	e-t-a 大約是么五分左右

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	03	28.0	OD	欸么五分 欸*哪裡的狀況
10	03	33.8	RDO-1	fire
10	03	34.4	OD	fire 對嗎
10	03	38.1	RDO-1	對的
10	03	42.4	RDO-1	一號
10	03	44.3	OD	一號知道啦
10	03	45.8	RDO-1	okay
10	03	48.2	CAM-2	然後我們下降三千 航向右轉洞三洞
10	03	52.1	CAM-1	好
10	03	56.4	CAM-2	洞三洞 再來最後一條 然後落地以後 嗯不要在鼻輪沒有放下之前 不要那個好的油門不要放到 flight idle
10	04	06.6	CAM-1	對 好 thank you
10	04	08.0	CAM-2	嗯
10	04	09.3	CAM-1	好 你可不可以廣播一下
10	04	11.6	CAM-2	可以啊
10	04	12.1	CAM-1	你就 你就說 欸因為 就是發動機 欸有點問題 所以我們這個 我們就返場
10	04	26.1	CAM-2	好 我們中英文都要嗎 還是中文教官你講過了
10	04	27.7	CAM-1	欸對 中文我還沒講
10	04	30.5	CAM-2	好
10	04	31.0	CAM-1	好 然後中文我還沒講 英文也沒講
10	04	33.9	CAM-2	好
10	04	34.1	CAM-1	嗯英文就跟他講 mechanic problem so we have to back to songshan airport 就這樣子
10	04	40.7	CAM-2	好 那我時間那些就不用報嘛
10	04	44.1	CAM-1	時間 你就說 十分鐘 大約十分鐘左右落 落地 好不好
10	04	48.0	CAM-2	好 大概十五分
10	04	51.7	CAM-1	好啦我們這就做完了 我們 clear cap
10	04	54.3	CAM-2	好
10	04	56.6	CAM-2	那我先 p-a 一下
10	04	58.3	CAM-1	好 慢慢 p-a
10	05	01.1	CAM-1	你就說一切都在 都已經沒問題了
10	05	07.2	PA-2	各位女士 各位先生 午安 這是副機長為您做報告 由於我們左發動機有機械上的問題 目前已經解決 情況在控制當中 而且已經向松山機場申請返場落地 目前雷達引導中 預計大概再十分鐘後會落地 請各位乘客保持在座

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
				位上 聽從空服人員的指示 謝謝您的合作
10	05	35.7	CAM-1	好來 我們的 i-l-s 進場跟剛剛一樣
10	05	40.0	CAM-2	好
10	05	40.6	CAM-1	好不好 欸你英文還沒廣播啊
10	05	42.4	CAM-2	對對
10	05	42.8	CAM-1	好沒關係 然後勒 好 你先廣播英文
10	05	45.3	CAM-2	好
10	05	47.7	CAM	(interphone 聲響)
10	05	49.5	INT-1	喂
10	05	49.9	INT-3	喂教官請問一下那個我們有需要做防撞姿勢嘛
10	05	53.7	INT-1	欸不需要 不需要 欸 我們現在馬上馬上要播英文的
10	05	57.3	INT-3	okay 好好 謝謝
10	05	58.1	INT-1	okay 謝謝
10	06	01.7	PA-2	ladies and gentlemen good afternoon this is first officer speaking and we have a now er have a left engine problem and we er already solved all the problems and we'll request radar vector back to songshan airport and we will be landing after ten minutes and please follow the er er crew staff instruction and thank you for your cooperation
10	06	16.5	APP	transasia five one five one two mile from airport turn right heading zero seven zero descend and maintain two thousand eight hundred until established on localizer cleared i-l-s runway one zero approach
10	06	27.5	RDO-1	turn right heading zero seven zero maintain two thousand eight hundred until established localizer cleared i-l-s runway one zero approach transasia five one five
10	06	37.0	CAM	(高度提示聲響)
10	06	38.4	CAM-1	兩千八
10	06	39.8	CAM-1	好
10	06	40.2	CAM-2	好
10	06	40.8	CAM-2	descend and approach check
10	06	41.8	CAM-1	好地
10	06	42.1	CAM-2	p-a 做了
10	06	43.0	CAM-1	completed
10	06	43.9	CAM-2	c-cas 就作 engine fire 好 roger 所以已經做完了
10	06	45.9	CAM-1	er recall 就作 engine fire 好

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	06	49.4	CAM	(高度提示聲響)
10	06	49.8	CAM-2	landing data bug 四萬七
10	06	51.1	CAM-1	set
10	06	51.7	CAM-2	洞九么四三拐六兩
10	06	54.6	CAM-1	兩
10	06	58.0	CAM	(seat belt sign 聲響)
10	06	58.0	CAM	(開啓落地燈聲響)
10	06	58.1	CAM-2	right side set
10	06	59.3	CAM-2	altimeter 么洞洞五
10	07	01.5	CAM-1	么洞洞五
10	07	02.5	CAM-2	go around torque 一百 cabin altitude check normal landing elevation 零
10	07	07.5	CAM-1	好
10	07	08.0	CAM-2	anti icing 目前不需要
10	07	10.2	CAM-1	不需要
10	07	11.0	CAM-2	然後 seat belt on approach briefing 我還是跟之前一樣做 i-l-s 么洞進場 要不要這樣子
10	07	11.5	PA-3	(客艙廣播)
10	07	15.7	APP	transasia five one five contact tower one one eight decimal one
10	07	19.1	RDO-1	eighteen one good day transasia five one five
10	07	21.7	CAM-1	* wind wind shear 這麼大
10	07	24.4	CAM-2	噢
10	07	24.7	CAM	(single chime)
10	07	25.6	CAM-1	沒關係我已經撥了
10	07	27.7	CAM-2	喔
10	07	30.6	CAM	(高度提示聲響)
10	07	30.6	CAM-1	wind shear 這麼大
10	07	32.9	CAM-2	那就換到塔台了是不是
10	07	34.1	CAM-1	好 對
10	07	36.0	RDO-2	songshan tower good good good afternoon transasia five one five and we'll intercept localizer now
10	07	39.8	CAM	(高度提示聲響)
10	07	45.6	TWR	transasia five one five songshan tower runway one zero wind tree zero zero degree niner knots q-n-h one zero zero five continue approach
10	07	54.7	RDO-2	continue approach runway one zero one zero zero five

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
				transasia five one five
10	07	58.2	CAM	(single chime)
10	08	00.2	CAM-2	繼續進場么洞洞五 么洞跑道
10	08	01.0	CAM-1	好 好
10	08	01.6	CAM	terrain ahead terrain ahead
10	08	03.0	CAM-2	嗯 terrain
10	08	05.1	TWR	transasia five one five confirm establish on final you are two miles left off course
10	08	07.6	CAM	(自動駕駛解除聲響)
10	08	08.9	CAM	terrain ahead pull up
10	08	10.7	CAM	(single chime)
10	08	11.6	CAM	terrain ahead pull up
10	08	12.3	CAM-2	右邊加上去
10	08	13.2	CAM-1	回答一下
10	08	13.8	RDO-2	transasia five one five we are correcting now
10	08	14.5	CAM	(two single chimes)
10	08	16.6	TWR	transasia five one five climb and maintain five thousand due to terrain i say again climb and maintain five thousand due to terrain and contact one one niner decimal seven
10	08	19.8	CAM	(3 clicks 聲響)
10	08	26.4	RDO-2	five thousand one one niner seven transasia five one one five
10	08	29.4	TWR	transasia five one one five cancel approach clearance
10	08	31.7	CAM	(不明聲響)
10	08	32.2	RDO-2	cancel approach clearance transasia five one one five
10	08	34.0	CAM	(不明聲響)
10	08	34.9	CAM	嘟(波道轉換聲響)
10	08	36.5	CAM	嘟(波道轉換聲響)
10	08	41.3	RDO-2	taipei approach transasia five one five on your frequency climbing five thousand now
10	08	41.8	CAM	(不明聲響)
10	08	47.4	APP	transasia five one five roger expedite reaching five thousand for terrain
10	08	51.7	RDO-2	expedite reaching five thousand request radar vector
10	08	54.6	APP	transasia five one five roger maintain v-f-r expedite climb and maintain five thousand for terrain
10	08	54.6	CAM	(不明聲響)

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	08	55.7	CAM	(two single chime)
10	08	59.1	CAM	(不明聲響)
10	08	59.8	CAM	(不明聲響)
10	09	00.5	CAM	(single chime)
10	09	00.7	RDO-2	climb and maintain five thousand transasia five one five
10	09	01.1	PA-3	(客艙廣播)
10	09	02.8	CAM	(two single chime)
10	09	03.4	CAM-1	欸她叫我們轉多少
10	09	04.7	CAM-2	沒有 她就叫我們 v-f-r 再直接保持航向直接上去就好
10	09	05.0	CAM	(3 clicks 聲響)
10	09	08.2	CAM	(不明聲響)
10	09	08.9	CAM	(single chime)
10	09	08.4	CAM-1	對 okay 好
10	09	09.3	CAM-2	嘿
10	09	10.1	CAM-1	我們現在繼續爬
10	09	11.7	CAM	(single chime)
10	09	12.8	APP	transasia five one five confirm you are climbing
10	09	13.4	CAM	(pitch trim 作動聲響)
10	09	15.5	RDO-2	we are climbing now
10	09	16.8	CAM	(single chime)
10	09	18.2	APP	roger transasia five one five climb and maintain five thousand
10	09	22.2	RDO-2	climb and maintain five thousand transasia five one five
10	09	24.6	CAM	(single chime)
10	09	30.5	CAM-1	等一下喔
10	09	31.4	CAM-2	好
10	09	33.3	CAM-1	* 怎麼跑到這裡來了 * 不對 再看看
10	09	34.4	CAM	(single chime)
10	09	40.8	CAM	(single chime)
10	09	46.3	CAM	(single chime)
10	09	50.6	CAM	(pitch trim 作動聲響)
10	09	53.1	CAM	(3 clicks 聲響)
10	09	54.0	CAM	(single chime)
10	09	56.5	CAM-2	localizer capture 我把它取消掉
10	09	58.6	CAM-1	好 先把它取消掉
10	09	59.5	APP	transasia five one five can you maintain visual

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	10	01.5	CAM	(single chime)
10	10	02.5	CAM-1	affirm
10	10	03.9	RDO-2	affirmative transasia five one five
10	10	05.7	APP	roger maintain visual and climb and maintain five thousand now your altitude is still two thousand eight hundred
10	10	11.3	RDO-2	we are correcting transasia five one five
10	10	12.9	CAM	(single chime)
10	10	23.5	CAM	(失速警告聲響)
10	10	24.1	CAM	(single chime)
10	10	27.9	CAM	(single chime)
10	10	29.8	CAM	(1 click 聲響)
10	10	30.1	CAM	(不明聲響)
10	10	30.4	CAM	(single chime)
10	10	33.6	APP	復興伍么伍教官
10	10	35.5	RDO-2	目前我們在操作中請講
10	10	37.1	CAM	(失速警告聲響)
10	10	38.0	CAM	(single chime)
10	10	38.7	APP	教官請問你的高度有真的 有爬高嗎
10	10	41.9	CAM	(失速警告聲響)
10	10	42.0	CAM-1	喔現在三千
10	10	42.2	RDO-2	呃目前三千
10	10	42.7	CAM	(single chime)
10	10	43.5	APP	好的 請保持目視 爬高五千我才可以引導
10	10	44.6	CAM	(single chime)
10	10	46.7	CAM	(不明聲響)
10	10	47.1	CAM	(不明聲響)
10	10	47.4	CAM	(single chime)
10	10	47.9	RDO-2	好 謝謝 麻煩幫我們注意地障 謝謝
10	10	48.1	CAM	(不明聲響)
10	10	48.3	CAM	(single chime)
10	10	51.8	APP	roger 那一塊那一塊我們的 mva 高度是四千八
10	10	55.8	RDO-2	好 謝謝
10	10	56.5	CAM	(single chime)
10	10	57.0	CAM	(不明聲響)
10	10	57.4	CAM	(single chime)

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	10	57.4	APP	復興五么五你可以確實保持目視嗎
10	11	00.9	RDO-2	呃目前沒辦法了 現在在雲中
10	11	02.7	CAM-1	喔
10	11	03.9	APP	復興五么五 roger
10	11	06.0	CAM	(失速警告聲響)
10	11	07.4	CAM-1	* 好等一下 等一下啊
10	11	13.0	CAM-2	好
10	11	13.7	CAM-1	你幫忙看一下
10	11	14.7	CAM-2	好
10	11	15.3	APP	復興五么五你可以往南爬嗎
10	11	16.8	CAM	terrain ahead terrain ahead
10	11	19.5	RDO-2	往南爬是不是
10	11	19.7	CAM	(失速警告聲響)
10	11	20.1	CAM	(失速警告聲響)
10	11	21.0	APP	是的
10	11	22.2	RDO-2	呃請問我們要右轉嗎
10	11	24.7	APP	你 對的 右轉往南
10	11	27.3	RDO-2	右轉往南 謝謝
10	11	28.5	CAM	(失速警告聲響)
10	11	28.8	APP	盡快爬高到六 更正離開四千八
10	11	29.0	CAM	(stick shaker 聲響)
10	11	34.2	RDO-2	好
10	11	34.3	CAM	(失速警告聲響)
10	11	35.2	CAM	(失速警告聲響)
10	11	37.1	CAM-1	沒有...
10	11	39.1	CAM-1	等一下好不好
10	11	39.4	CAM-2	右邊右邊
10	11	40.2	CAM-1	啊對
10	11	40.3	CAM	(失速警告聲響)
10	11	41.9	CAM-2	左轉
10	11	43.0	CAM-1	等一下 等一下
10	11	45.1	CAM	(不明聲響)
10	11	46.0	CAM	terrain terrain pull up
10	11	46.5	CAM-1	你看一下你看一下
10	11	49.0	CAM	terrain ahead pull up terrain ahead pull up

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	11	49.1	CAM-2	啊... 右邊有山
10	11	52.9	CAM-1	右邊嗎
10	11	53.7	CAM-2	右邊有山喔
10	11	54.3	CAM-1	好好好
10	11	54.5	APP	復興五么五你的高度繼續目前雷達顯示是在繼續下降中麻煩繼續保持更正爬高保持五千
10	12	01.6	CAM	bank angle bank angle
10	12	02.8	CAM	(single chime)
10	12	03.5	RDO-2	抄收 我們沒辦法右轉 目前左轉中
10	12	03.7	CAM	(不明聲響)
10	12	04.1	CAM	(single chime)
10	12	06.5	CAM-1	好現在有 我有看到淡水河
10	12	09.1	RDO-2	目前看到淡水河
10	12	10.5	CAM-1	好沒問題沒問題
10	12	10.5	APP	目視爬高五千
10	12	11.3	CAM-1	好不要再講啊 可以了 看到淡水河了
10	12	17.6	CAM-1	看到淡水河了 可以了
10	12	20.7	CAM-1	我們剛剛* 那個怎麼回事
10	12	22.7	CAM-2	剛剛重飛就這帶
10	12	36.5	CAM-1	剛剛哦 我跟你講
10	12	39.9	CAM-1	這個哦
10	12	40.9	APP	復興五么五臺北
10	12	43.4	RDO-2	呃請講現在
10	12	44.9	APP	教官你現在高度是三千九在爬升中嗎
10	12	47.8	CAM-1	對 對 對
10	12	48.0	CAM	(高度提示聲響)
10	12	48.6	RDO-2	對的
10	12	49.4	APP	好 roger
10	12	56.2	APP	復興五么五請問剛剛的儀器裝備是有什麼不正常嗎 localizer 沒有攔攔到嗎
10	13	03.7	CAM-1	對對對
10	13	04.6	RDO-2	對的 然後 又在真天氣當中 呃雷雨
10	13	05.9	CAM	(高度提示聲響)
10	13	08.7	APP	...好的
10	13	13.8	CAM	(高度提示聲響)

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	13	16.7	APP	復興五么五 confirm 現在高度四千爬升中
10	13	19.1	CAM-1	對
10	13	19.3	RDO-2	欸對的
10	13	21.1	APP	現在雷達顯示高度是四千沒有動
10	13	24.3	RDO-2	呃目前正在爬
10	13	25.9	APP	roger
10	13	47.5	CAM-1	現在請求雷達 vector 啊
10	13	49.2	CAM-2	好
10	13	52.1	RDO-2	嗯 taipei approach 復興五么五 現在你可以雷達引導我了嗎
10	13	59.0	APP	復興五么五差三百 麻煩你盡快離開四千八 我就可以雷達引導
10	14	03.6	RDO-2	好的
10	14	03.5	CAM	(pitch trim 作動聲響)
10	14	21.9	CAM-1	等一下啊
10	14	22.8	CAM-2	好
10	14	31.1	CAM-1	我們相互 check 一下
10	14	32.1	CAM-2	好
10	14	33.1	CAM-1	現在么八洞
10	14	34.3	CAM-2	真的要飛么八洞嗎
10	14	35.2	CAM-1	不是 她叫我們飛多少
10	14	36.8	CAM-2	還沒
10	14	37.3	CAM-1	還沒喔
10	14	42.1	CAM-2	教官我建議我們飛么六洞或是么拐洞
10	14	44.8	CAM-1	么六洞
10	14	44.9	CAM-2	因爲前面還是有地障 你往 往海邊 海海邊飛
10	14	48.5	APP	transasia five one five confirm now level five thousand
10	14	49.1	CAM-1	對啊
10	14	51.7	CAM-2	嘿
10	14	52.8	RDO-2	four thousand nine
10	14	54.1	APP	roger transasia five one five fly heading two two zero vector to i-l-s runway one zero final approach course
10	15	02.7	RDO-2	confirm left turn
10	15	04.0	APP	復興五么五 教官你是只可以左轉 還是右轉也可以
10	15	06.7	CAM-1	右轉右轉右轉

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
10	15	09.2	RDO-2	右轉 欸稍待 欸右轉有地障耶
10	15	12.2	CAM	(失速警告聲響)
10	15	12.4	CAM	(stick shaker 聲響)
10	15	13.8	CAM-2	右轉又進山耶教官
10	15	15.6	CAM-1	這樣子啊
10	15	16.1	CAM-2	嘿啊
10	15	16.6	CAM-1	你 你問她嘛 我們不是 她帶我們五千應該就 就是安全 因為她知道有地障
10	15	23.5	RDO-2	嗯 taipei approach 復興五么五請問我們右轉比較安全嗎
10	15	29.3	APP	復興五么五現在都已在 mvac 高度右轉是可以直接引導到 五邊
10	15	35.6	CAM-1	好 右轉 對啦
10	15	35.7	RDO-2	啊那我們就右轉兩兩洞 欸兩洞洞還是兩兩洞 謝謝
10	15	39.3	APP	復興五么五那現在右轉兩五洞
10	15	42.0	CAM	(pitch trim 作動聲響)
10	15	42.3	RDO-2	右轉兩五洞復興五么五
10	15	43.2	CAM-1	好 右轉兩五洞
10	15	44.3	CAM-2	兩五洞
10	15	46.2	CAM-1	兩五洞是不是
10	15	47.2	CAM-2	check
10	15	47.8	CAM-1	white bug flaps zero
10	15	48.8	CAM-2	flaps
10	15	51.6	CAM	(single chime)
10	15	54.2	CAM-1	甚麼東西又有問題啦
10	15	56.0	CAM-2	就是 loop
10	15	57.4	CAM-1	嘿沒關係
10	15	58.2	APP	復興五么五請問 localizer 的裝備是正常嗎
10	16	05.5	CAM-1	沒關係我們 再帶一次我們
10	16	07.3	RDO-2	嗯我們再試一次好嗎
10	16	09.4	APP	好的
10	16	49.9	CAM-1	現在這個拉回來
10	16	51.5	CAM-2	好
10	16	52.8	CAM-1	flaps zero
10	16	54.8	CAM-1	好 cruise checklist
10	16	56.3	CAM-2	那就做下 after take off checklist gears down flap zero power

hh ¹⁷	mm	ss	Source	Context
				management climb and mode 放在 m-c-t 我們單發動機 condition lever 一邊是好的放在 auto 然後 taxi lights off anti-icing not required seat belts on bleed off on and high after takeoff check cruise checklist power management 我們因為我 們單發動機放 m-c-t 好高度五千
10	17	21.3	CAM-1	check
10	17	21.4	CAM-2	速度一百七十六 take off check cruise checklist completed sir
10	17	24.7	CAM-1	thank you
10	17	25.2	CAM-2	hey
10	34	02.2		(CVR 記錄終止)

本頁空白

附錄二 事故相關時間表

時間	事件摘要	高度 (呎)	空速 (浬/時)
17 49:54	起飛離地	262	123
50:08	自動駕駛啓動	635	118
50:58	駕駛艙主警告致動	1,854	143
53:28	駕駛艙主警告再次致動	4,971	141
53:45	飛航組員表示聞到燒焦味	5,299	142
54:00	左發動機 ITT 由前一秒之 782°C 下降至 206°C	5,568	143
54:37	左發動機油門手柄收至 Flight Idle 位置	6,203	143
54:43.7	副駕駛員向臺北近場臺表示因機械問題請求雷達引導返航松山機場	6,314	143
54:55.7	臺北近場臺同意並引導該機執行 10 跑道 ILS 進場	6,278	145
56:18.5	飛航組員開始執行 QRH 之「IN FLIGHT ENG FIRE」程序	6,274	144
56:49.8	正駕駛員擊發左發動機第一顆滅火彈	6,274	144
57:48	正駕駛員解除自動駕駛	6,278	138
57:56.5	正駕駛員擊發左發動機第二顆滅火彈	6,215	143
58:44	正駕駛員重新啓動自動駕駛	6,248	144
58:46.2	飛航組員開始執行 QRH 之「SINGLE ENG OPERATION」程序	6,249	144
18 02:34.1	正駕駛員通知復興聯管中心該機因左發動機有問題即將返航	6,241	154
03:33.8	正駕駛員告知復興聯管中心狀況為「Fire」	6,242	154
05:07.2	副駕駛員進行中文客艙廣播	5,261	181
06:01.7	副駕駛員進行英文客艙廣播	4,622	173
06:16.5	臺北近場臺告知該機距機場 12 浬，指示其「右轉航向 070 度、下降保持 2,800 呎高度直到攔截左右定位台 (Localizer) 訊號、許可 10 跑道 ILS 進場」	4,451	174
07:14	正駕駛員將自動駕駛之進場模式 (APP Mode) 備動 (Armed)	3,623	196
07:21.7	正駕駛員表示「*wind wind shear 這麼大」	3,466	197
07:30.6	正駕駛員表示「wind shear 這麼大」	3,259	190
08:02	EGPWS 警告致動，駕駛艙發出「terrain ahead terrain ahead」語音警告	2,710	209
08:05.1	松山塔臺詢問該機是否攔截進場航線，並提醒該機偏左兩浬	2,582	211
08:07	飛航組員解除自動駕駛	2,540	209

時間	事件摘要	高度 (呎)	空速 (浬/時)
18 08:08.9	駕駛艙發出兩次「terrain ahead pull up」語音警告	2,493	199
08:14	飛航組員將右發動機油門手柄自 Flight Idle 推至 Take-off (Notch) 位置	2,369	198
08:16.6	松山塔臺指示該機爬升保持 5,000 呎高度以保持地障隔離及轉換波道至臺北近場臺	2,335	192
08:29.4	松山塔臺取消該機進場許可	2,340	178
08:47.4	臺北近場臺指示該機儘速爬高至 5,000 呎	2,356	174
08:51.7	副駕駛員覆誦指令並請求雷達引導	2,263	178
08:54.6	臺北近場臺回覆請該機保持目視飛航並儘速爬升保持 5,000 呎高度	2,186	179
09:12.8	臺北近場臺詢問該機是否正爬升中	1,956	181
09:13	該機高度持續下降至 1,954 呎後開始爬升	1,954	184
09:21	飛航組員將右發動機油門手柄自 Take-off (Notch) 推至 Go Around 位置	2,077	172
09:53	該機攔截到 (Capture) 松山機場左右定位台 (Localizer) 訊號	2,980	149
09:59	副駕駛將自動駕駛之進場模式 (APP Mode) 解除	3,031	137
09:59.5	臺北近場臺詢問該機是否能保持目視	3,031	137
10:02.5	副駕駛員回覆可以目視	3,019	141
10:23.5	失速警告致動	3,012	142
10:37.1	失速警告致動	3,249	148
10:38.7	臺北近場臺再次詢問該機是否正爬升中	3,183	147
10:41.9	失速警告致動	3,273	145
10:43.5	臺北近場臺告知高度 5,000 呎以上才可給予雷達引導	3,256	134
10:47.9	副駕駛員請求幫忙注意地障	3,353	128
10:51.8	臺北近場臺回覆該區域之 MVA 高度為 4,800 呎	3,435	137
10:56	飛航組員將襟翼伸放至 15 度位置	3,519	123
10:57.4	臺北近場臺詢問該機是否確實保持目視	3,576	122
11:00.9	副駕駛員回覆已在雲中無法保持目視	3,605	115
11:06	失速警告致動	3,741	103
11:15.3	臺北近場臺詢問該機是否可往南爬高	3,583	114
11:17	EGPWS 警告再次致動，駕駛艙發出「terrain ahead terrain ahead」語音警告，該機仰角自 1.8 度開始增加	3,521	124
11:19.7	失速警告致動	3,514	125
11:22	該機開始右轉	3,540	130
11:24.2	臺北近場臺建議該機右轉往南	3,602	116
18 11:26	該機開始左轉	3,661	110
11:28.5	失速警告致動	3,771	102

時間	事件摘要	高度 (呎)	空速 (浬/時)
11:29	該機仰角達最大之 27.2 度，駕駛桿抖動	3,822	102
11:34.3	失速警告致動	3,969	91
11:35.2	失速警告致動	3,980	102
11:40.3	失速警告致動	3,878	108
11:46	駕駛艙發出「terrain terrain pull up」語音警告	3,638	130
11:49	駕駛艙發出「terrain ahead pull up terrain ahead pull up」語音警告	3,579	145
12:01.6	駕駛艙發出「bank angle bank angle」語音警告，該機左坡度達 51.3 度	3,924	102
12:06.5	正駕駛員表示可目視淡水河	3,848	122
14:42	該機爬升通過 5,009 呎	5,009	123
14:54.1	臺北近場臺重新引導該機執行松山機場 10 跑道 ILS 進場	5,105	121
15:35	飛航組員重新啓動自動駕駛	5,242	127
23:12	飛航組員啓動自動駕駛之進場模式 (APP Mode)	3,241	162
23:15	該機攔截到左右定位台訊號	3,229	147
23:22	該機攔截到下滑道號	3,227	170
26:56	該機落地	205	114

本頁空白

附錄三 SB 21766 R3

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN
P&WC S.B. No. 21766R3

BULLETIN INDEX LOCATOR
72-50-01 / 72-50-11 / 72-53-00

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF
MODEL APPLICATION

PW118, PW118A, PW118B, PW119B, PW119C, PW120, PW120A, PW121, PW121A, PW123,
 PW123B, PW123C, PW123D, PW123E, PW123AF, PW124B, PW125B, PW126, PW126A, PW127,
 PW127B, PW127D, PW127E, PW127F, PW127G, PW127H, PW127J, PW127M

Commercial Support Program No: 1003455

Compliance: CATEGORY 3, 6

Summary: A shrinkage porosity condition in excess of inspection limits has been identified on some first stage Power Turbine (PT) blades. P&WC has identified the potentially affected blades and recommends the replacement of these blades at different intervals based on the observed condition.

Mar 13/2008
 Revision No. 3: Aug 15/2008

PW100-72-21766
 Cover Sheet

24-Hour Global Service	USA & CANADA..... 1-800-268-8000	Other..... 1-450-647-8000
HELP DESK	International..... (IAC)+800-268-8000	Fax..... 1-450-647-2888
<small>Toll free where available (SEE GEN-027)</small>	<small>* International Access Code</small>	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 Mate-Morin (D18E5), Longueuil,
Quebec J4G 1A1.

Pratt & Whitney Canada Corp.
1000, Marie-Victorin
Longueuil, Québec, Canada J4G 1A1
Tél. 450-677-9411



15 August 2008

P&WC S.B. No. 21766R3

REVISION TRANSMITTAL SHEET
TURBOPROP ENGINE MODEL PW100

SUBJECT: Pratt & Whitney Canada Service Bulletin No. PW100-72-21766, Rev. No. 3, dated Aug 15/2008 (P&WC S.B. No. 21766R3) FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - 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 correct the engine serial number for the blade S/N HMN28647 (Ref. TABLE 2). Should read PW120 Serial No. PCE-120815 instead of PW120 Serial No. PCE-120185.

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: Mar 13/2008
Revision No. 1: Apr 17/2008
Revision No. 2: Jul 11/2008
Revision No. 3: Aug 15/2008

PRATT & WHITNEY CANADA SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

1. Planning Information

A. Effectivity

PW118, PW118A, PW118B, PW119B, PW119C, PW120, PW120A, PW121, PW121A, PW123, PW123B, PW123C, PW123D, PW123E, PW123AF, PW124B, PW125B, PW126, PW126A, PW127, PW127B, PW127D, PW127E, PW127F, PW127G, PW127H, PW127J and PW127M Engines that have a first stage power turbine blade with a serial number recorded in TABLE 1, 2 or 3 or the Appendix.

B. Concurrent Requirements

None.

C. Reason

A shrinkage porosity condition in excess of inspection limits has been identified on some first stage Power Turbine (PT) blades. P&WC has identified the potentially affected blades and recommends the replacement of these blades at different intervals based on the observed condition.

D. Description

Engines or PT Disk Balancing Assemblies are sent to an overhaul shop for the replacement of the identified first stage PT blades.

E. Compliance

Group 1 - For engines that have a PT blade with a serial number recorded in TABLE 1.

CATEGORY 3 - P&WC recommends to do this service bulletin before the PT Blades have TTSN 3000 flight hours.

Group 2 - For engines that have a PT blade with a serial number recorded in TABLE 2.

CATEGORY 3 - P&WC recommends to do this service bulletin at the engine next shop visit, or before the PT Blades have TTSN 5000 flight hours, whichever occurs first.

Group 3 - For engines that have a PT blade with a serial number recorded in TABLE 3.

CATEGORY 6 - P&WC recommends to do this service bulletin when the subassembly (i.e. module, accessories, components, or build groups) is disassembled and access is available to the necessary part. Do all spare subassemblies.

P&WC No. DCR005265, DCR005434, DCR005597, DCR005854
P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
Mar 13/2008
Revision No. 3: Aug 15/2008

© 2008 Pratt & Whitney Canada Corp.
PRINTED IN CANADA

PW100-72-21766
Page 1 of 11

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

1. Planning Information (Cont'd)

F. Approval

D.O.T./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

K. Publications Affected

Applicable PW100 Technical Manuals

L. Interchangeability and Intermixability of Parts

Not applicable.

2. Material Information

A. Industry Support Information

Refer to Commercial Support Program Notification (CSPN) No.1003455.

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.

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
 Mar 13/2008
 Revision No. 3: Aug 15/2008

PW100-72-21766
 Page 2 of 11

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

2. Material Information (Cont'd)

E. Reidentified Parts

None.

F. Tooling - Price and Availability

Not applicable.

3. Accomplishment Instructions

A. **For an engine or a PT disk balancing assembly that was removed prematurely for the replacement of PT Blade(s) recorded in TABLE 1:**

NOTE: The removal of the Power Turbine (PT) blades can only be done at an authorized overhaul shop.

- (1) Before the removal of the Engine or PT disk balancing assembly, make sure that the PT blade(s) serial number from TABLE 1 is recorded in the Engine Serialized Component Summary of the engine.

NOTE: 1. The Engine Serialized Component Summary form can be found in the log book of the turbomachinery module.

NOTE: 2. Any discrepancies between the Engine Serialized Component Summary and TABLE 1, 2 or 3 of this service bulletin, shall be reported to the PW100 service engineering group at pw100techsupp@pwc.ca

- (2) Send the Engine or the PT disk balancing assy to an authorized overhaul shop that can do the replacement of the PT Blade(s).
- (3) Disassemble the PT disk balancing assy to get access the first stage power turbine blades. Refer to the instructions in the applicable Overhaul or Engine Manual.

NOTE: Do not disassemble the PT blades of the second stage power turbine disk assembly. Only disassemble the necessary parts to have access to the first stage power turbine blades.

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

3. Accomplishment Instructions (Cont'd)

- (4) Replace PT Blade(s) with a serial number that you can find in TABLE 1, and any other blade(s) with a serial number that you can find in TABLE 2 or 3. Return the blade(s) to the address that follows:

Pratt & Whitney Canada Corp.
 NDT Technology Department Campus 1, Column SX33 (01MA3)
 7007 de la Savane
 St-Hubert, Quebec
 Canada J3Y 3X7

Attention: Manager Warranty Admin

REF: P&WC S.B. No. 21766

- (5) Do the inspection of the disassembled components of the PT disk balancing assembly per the Hot Section Borescope Inspection Criteria. Refer to the instructions in the applicable Maintenance Manual (Ref. 72-00-00, INSPECTION/CHECK).
- (6) Assemble the PT disk balancing assembly. Refer to the instructions in the applicable Overhaul or Engine Manual.
- (7) Install the PT disk balancing assembly. Refer to the instructions in the applicable maintenance manual (Ref. Chapter 72-03-00, Power Turbine Assembly - Installation).

B. For Engines at a shop visit other than overhaul or major refurbishment, with PT Blade(s) recorded in TABLE 1 or 2:

- (1) Before the disassembly of the PT disk balancing assembly, make sure that the PT blade(s) serial number from TABLE 1 or 2 is recorded in the Engine Serialized Component Summary of the engine.

NOTE: Any discrepancies between the Engine Serialized Component Summary and TABLE 1, 2 or 3 of this service bulletin, shall be reported to the PW100 service engineering group at pw100techsupp@pwc.ca

- (2) Disassemble the PT disk balancing assy to get access the first stage power turbine blades. Refer to the instructions in the applicable Overhaul or Engine Manual.

NOTE: Do not disassemble the PT blades of the second stage power turbine disk assembly, unless necessary (Ref. Hot Section Inspection Criteria (Ref. 72-03-00, TURBOMACHINERY - INSPECTION/CHECK). Only disassemble the necessary parts to have access to the first stage power turbine blades.

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
 Mar 13/2008
 Revision No. 3: Aug 15/2008

PW100-72-21766
 Page 4 of 11

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

3. Accomplishment Instructions (Cont'd)

- (3) Replace PT Blade(s) with a serial number that you can find in TABLE 1 or 2, and any other blade(s) with a serial number that you can find in TABLE 3. Return the blade(s) to the address that follows:

Pratt & Whitney Canada Corp.
NDT Technology Department Campus 1, Column SX33 (01MA3)
7007 de la Savane
St-Hubert, Quebec
Canada J3Y 3X7

Attention: Manager Warranty Admin

REF: P&WC S.B. No. 21766

- (4) Do the inspection of the disassembled components of the PT disk balancing assembly per the Hot Section Inspection Criteria. Refer to the instructions in the applicable Maintenance Manual (Ref. 72-03-00, TURBOMACHINERY - INSPECTION/CHECK).
- (5) Assemble the PT disk balancing assembly. Refer to the instructions in the applicable Overhaul or Engine Manual.

C. **For Engine at a shop visit for overhaul or major refurbishment:**

- (1) Replace PT Blade(s) with a serial number that you can find in TABLE 3, and any other blade(s) with a serial number that you can find in TABLE 1 or 2. Return the blade(s) to the address that follows:

Pratt & Whitney Canada Corp.
NDT Technology Department Campus 1, Column SX33 (01MA3)
7007 de la Savane
St-Hubert, Quebec
Canada J3Y 3X7

Attention: Manager Warranty Admin

REF: P&WC S.B. No. 21766

NOTE: Any discrepancies between the Engine Serialized Component Summary and TABLE 1, 2 or 3 of this service bulletin, shall be reported to the PW100 service engineering group at pw100techsupp@pwc.ca

- D. Write accomplishment of P&WC S.B. No. 21766 in the applicable engine module log book.

4. Appendix

- A. Refer to TABLE 1, 2 and 3 for applicable Engines and PT blades serial numbers.

NOTE: TABLE 4 is a list of all PT Blades from TABLE 1, 2 and 3 but in order of PT blade part number and serial number.

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

4. Appendix (Cont'd)

TABLE 1, Group 1 – Applicable Engines and PT Blades Serial Numbers (by order of Engine Model)

Engine Model	Engine Serial Number	Blade Part Number	Blade Serial Number
PW118A	115674	3120963-01	HMM77391
PW123AF	AF0095	3120983-01	HMN29250
PW123D	AG0114	3120983-01	HMM74660
PW123E	AW0116	3120983-01	HMM55131
PW123E	AW0129	3120983-01	HMN49849
PW124B	AH0005	3120983-01	HMN78524
PW127E	EB0257	3120983-01	HMN46420
PW127F	AV0007	3120983-01	HMN46872
PW127F	EB0072	3120983-01	HMN51267
PW127F	EB0262	3120983-01	HMN50746
PW127F	EB0262	3120983-01	HMN49950
PW127F	EB0348	3120983-01	HWA26690
PW127G	AX0074	3120983-01	HMM23915
PW127G	AX0089	3120983-01	HMN44942
PW127J	EA0053	3120983-01	HMN99304
PW127M	ED0005	3120983-01	HMN34467

TABLE 2, Group 2 – Applicable Engines and PT Blades Serial Numbers (by order of Engine Model)

Engine Model	Engine Serial Number (PCE-)	Blade Part Number	Blade Serial Number
PW119C	AB0037	3120983-01	HMM59936
PW120	120064	3120963-01	HMM21047

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
Mar 13/2008
Revision No. 3: Aug 15/2008

PW100-72-21766
Page 6 of 11

PRATT & WHITNEY CANADA SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

4. Appendix (Cont'd)

TABLE 2. Group 2 – Applicable Engines and PT Blades Serial Numbers (by order of Engine Model) (Cont'd)

Engine Model	Engine Serial Number (PCE-)	Blade Part Number	Blade Serial Number
PW120	120182	3120963-01	HMN23742
PW120	120815	3120963-01	HMN28647
PW120	120601	3120963-01	HMN46066
PW121	AC0017	3120963-01	HMP52097
PW123AF	AF0024	3120983-01	HMN49848
PW123D	123331	3120983-01	HMP70816
PW123E	123228	3120983-01	HMN46354
PW123E	123228	3120983-01	HMN46722
PW123E	AW0127	3120983-01	HMN16282
PW124B	124609	3120983-01	HMM66664
PW125B	125097	3120973-01	HMM11400
PW125B	125138	3120983-01	HMP05480
PW126	124522	3120983-01	HMN98396
PW127E	EB0233	3120983-01	HMM76345
PW127F	EB0082	3120983-01	HMN95965
PW127F	EB0294	3120983-01	HMN62770
PW127J	EA0058	3120983-01	HMP14074

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
Mar 13/2008
Revision No. 3: Aug 15/2008

PW100-72-21766
Page 7 of 11

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

4. Appendix (Cont'd)

TABLE 3, Group 3 – Applicable Engines and PT Blades Serial Numbers (by order of Engine Model)

Engine Model	Engine Serial Number	Blade Part Number	Blade Serial Number
PW118A	115484	3120983-01	HMP07289
PW123	123243	3120983-01	HMP19354
PW123E	AW0024	3120983-01	HMM69658
PW124B	124358	3120983-01	HMN48001
PW124B	124571	3120983-01	HMN48209
PW124B	124599	3120983-01	HMN16661
PW125B	124046	3120983-01	HMN48244
PW125B	125007	3120983-01	HMN46915
PW125B	125007	3120983-01	HMN48556
PW125B	125157	3120983-01	HMN24233
PW127	127007	3120983-01	HMP09168
PW127	127149	3120983-01	HMM70343
PW127F	EB0012	3120983-01	HMN18734
PW127F	EB0262	3120983-01	HMN48724
PW127G	AX0092	3120983-01	HMN24164
PW127J	EA0049	3120983-01	HMN48440
PW127J	EA0049	3120983-01	HMN48703
PW127J	EA0068	3120983-01	HMP69832
Unknown		3054053-01	HWA46378

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
Mar 13/2008
Revision No. 3: Aug 15/2008

PW100-72-21766
Page 8 of 11

PRATT & WHITNEY CANADA SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

4. Appendix (Cont'd)

TABLE 4. PT Blades by order of Part Numbers and Serial Numbers

Blade Part Number	Blade Serial Number	Applicable Group Number
3054053-01	HWA46378	3
3120963-01	HMM21047	2
3120963-01	HMM77391	1
3120963-01	HMN23742	2
3120963-01	HMN28647	2
3120963-01	HMN46066	2
3120963-01	HMP07289	3
3120963-01	HMP52097	2
3120973-01	HMM11400	2
3120983-01	HMM23915	1
3120983-01	HMM55131	1
3120983-01	HMM59936	2
3120983-01	HMM66664	2
3120983-01	HMM69658	3
3120983-01	HMM70343	3
3120983-01	HMM74660	1
3120983-01	HMM76345	2
3120983-01	HMN16282	2
3120983-01	HMN16661	3
3120983-01	HMN18734	3
3120983-01	HMN24164	3

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
Mar 13/2008
Revision No. 3: Aug 15/2008

PW100-72-21766
Page 9 of 11

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

4. Appendix (Cont'd)

TABLE 4. PT Blades by order of Part Numbers and Serial Numbers (Cont'd)

Blade Part Number	Blade Serial Number	Applicable Group Number
3120983-01	HMN24233	3
3120983-01	HMN29250	1
3120983-01	HMN34467	1
3120983-01	HMN44942	1
3120983-01	HMN46354	2
3120983-01	HMN46420	1
3120983-01	HMN46722	2
3120983-01	HMN46872	1
3120983-01	HMN46915	3
3120983-01	HMN48001	3
3120983-01	HMN48209	3
3120983-01	HMN48244	3
3120983-01	HMN48440	3
3120983-01	HMN48556	3
3120983-01	HMN48703	3
3120983-01	HMN48724	3
3120983-01	HMN49848	2
3120983-01	HMN49849	1
3120983-01	HMN49950	1
3120983-01	HMN50746	1
3120983-01	HMN51267	1

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the label.
Mar 13/2008
Revision No. 3: Aug 15/2008

PW100-72-21766
Page 10 of 11

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

P&WC S.B. No. 21766R3

TURBOPROP ENGINE
FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE - INSPECTION OF

4. Appendix (Cont'd)

TABLE 4. PT Blades by order of Part Numbers and Serial Numbers (Cont'd)

Blade Part Number	Blade Serial Number	Applicable Group Number
3120983-01	HMN62770	2
3120983-01	HMN78524	1
3120983-01	HMN95965	2
3120983-01	HMN98396	2
3120983-01	HMN99304	1
3120983-01	HMP05480	2
3120983-01	HMP09168	3
3120983-01	HMP14074	2
3120983-01	HMP19354	3
3120983-01	HMP69832	3
3120983-01	HMP70816	2
3120983-01	HWA26690	1

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
Mar 13/2008
Revision No. 3: Aug 15/2008

PW100-72-21766
Page 11 of 11

附錄四 警示聲響與失速警告聲響相關之時間表

座艙語音紀錄器警告/警示聲響時間表

ATC 時間	聲響	警告/警示
1750:13.9	whooper	pitch trim in motion
1750:52.9	whooper	pitch trim in motion
1750:57.8	single chime	amber caution
1750:57.9	whooper	pitch trim in motion
1750:58.3	continuous repetitive chime	red warning
1753:27.6	continuous repetitive chime	red warning
1753:33.6	continuous repetitive chime	red warning
1753:47.3	continuous repetitive chime	red warning
1754:02.6	continuous repetitive chime	red warning
1754:05.8	continuous repetitive chime	red warning
1754:11.5	continuous repetitive chime	red warning
1754:14.5	single chime	amber caution
1754:18.6	continuous repetitive chime	red warning
1754:30.9	continuous repetitive chime	red warning
1754:41.0	continuous repetitive chime	red warning
1755:05.0	continuous repetitive chime	red warning
1757:48.6	cavalry charge	AP disengage
1757:52.7	cavalry charge	AP disengage
1758:57.9	door bell	interphone call
1802:58.0	door bell	interphone call
1805:47.7	door bell	interphone call
1806:37.0	c-chord	altitude alert
1806:49.4	c-chord	altitude alert
1807:30.6	c-chord	altitude alert

1807:39.8	c-chord	altitude alert
1807:58.2	single chime	amber caution
1808:01.6	“terrain ahead terrain ahead”	EGPWS caution
1808:07.6	cavalry charge	AP disengage
1808:08.9	“terrain ahead pull up”	EGPWS warning
1808:10.7	single chime	amber caution
1808:11.6	“terrain ahead pull up”	EGPWS warning
1808:14.5	single chime	amber caution
1808:19.8	3 clicks	AP downgrade
1808:55.7	single chime	amber caution
1809:00.5	single chime	amber caution
1809:02.8	single chime	amber caution
1809:05.0	3 clicks	AP downgrade
1809:08.9	single chime	amber caution
1809:11.7	single chime	amber caution
1809:13.4	whooper	pitch trim in motion
1809:16.8	single chime	amber caution
1809:24.6	single chime	amber caution
1809:34.4	single chime	amber caution
1809:40.8	single chime	amber caution
1809:46.3	single chime	amber caution
1809:50.6	whooper	pitch trim in motion
1809:53.1	3 clicks	AP downgrade
1809:54.0	single chime	amber caution
1810:01.5	single chime	amber caution
1810:12.9	single chime	amber caution
1810:23.5	cricket	stall warning
1810:24.1	single chime	amber caution
1810:27.9	single chime	amber caution

1810:30.4	single chime	amber caution
1810:37.1	cricket	stall warning
1810:38.0	single chime	amber caution
1810:41.9	cricket	stall warning
1810:42.7	single chime	amber caution
1810:44.6	single chime	amber caution
1810:47.4	single chime	amber caution
1810:48.3	single chime	amber caution
1810:56.5	single chime	amber caution
1810:57.4	single chime	amber caution
1811:06.0	cricket	stall warning
1811:16.8	“terrain ahead terrain ahead”	EGPWS caution
1811:19.7	cavalry charge	stall warning
1811:20.1	cavalry charge	stall warning
1811:28.5	cricket	stall warning
1811:29.0	similar to stick shaker	stall warning
1811:34.3	cricket	stall warning
1811:35.2	cricket	stall warning
1811:40.3	cricket	stall warning
1811:46.0	“terrain terrain pull up”	EGPWS warning
1811:49.0	“terrain ahead pull up terrain ahead pull up”	EGPWS warning
1812:01.6	“bank angle bank angle”	EGPWS warning
1812:02.8	single chime	amber caution
1812:04.1	single chime	amber caution
1812:48.0	c-chord	altitude alert
1813:05.9	c-chord	altitude alert
1813:13.8	c-chord	altitude alert
1814:03.5	whooler	pitch trim in motion

1815:12.2	cricket	stall warning
1815:12.4	similar to stick shaker	stall warning
1815:42.0	whooper	pitch trim in motion
1815:51.6	single chime	amber caution
1823:52.6	single chime	amber caution
1823:58.0	single chime	amber caution
1824:12.4	single chime	amber caution
1824:22.4	single chime	amber caution
1824:47.6	whooper	pitch trim in motion
1824:50.6	whooper	pitch trim in motion
1824:55.3	whooper	pitch trim in motion
1825:02.8	whooper	pitch trim in motion
1825:21.8	whooper	pitch trim in motion
1825:31.2	whooper	pitch trim in motion
1825:57.8	whooper	pitch trim in motion
1826:03.1	whooper	pitch trim in motion
1826:17.5	cavalry charge	AP disengage

與失速警告聲響相關時間表

ATC 時間	時間長度 (sec)	CVR 抄件內容
1810:23.5	0.261	失速警告聲響
1810:37.1	0.675	失速警告聲響
1810:41.9	0.215	失速警告聲響
1810:46.7	0.068	(不明聲響)
1810:47.1	0.056	(不明聲響)
1810:48.1	0.052	(不明聲響)
1810:57.0	0.064	(不明聲響)
1811:06.0	1.436	失速警告聲響

1811:19.7	0.281	失速警告聲響
1811:20.1	0.260	失速警告聲響
1811:28.5	2.057	失速警告聲響
1811:34.3	0.064	失速警告聲響
1811:35.2	1.806	失速警告聲響
1811:40.3	2.275	失速警告聲響
1811:45.1	0.048	(不明聲響)
1812:03.7	0.053	(不明聲響)
1815:12.2	0.817	失速警告聲響

本頁空白

附錄五 FDR「ADU Caution」參數顯示「active」之時間列表

ATC 時間	自動駕駛狀態
1752:58~1753:03	啓動
1754:45~1754:57	
1755:09~1755:12	
1755:31~1756:17	
1756:22~1757:14	
1757:48~1757:54	解除
1804:12~1804:49	啓動
1805:21~1806:21	
1806:34~1806:57	
1807:03~1807:06	
1807:18~1807:22	
1808:06~1808:09	1808:06 啓動 1808:07~1808:09 解除
1808:20~1808:39	解除
1809:05~1809:11	
1809:52~1809:53	
1815:43~1815:45	啓動
1816:04~1816:07	
1818:34~1818:39	
1820:09~1820:25	
1822:16~1822:28	
1822:47~1823:00	
1823:59~1824:03	
1825:20~1825:24	
1825:47~1825:54	
1826:01~1826:19	1826:01~1826:16 啓動 1826:17~1826:19 解除
1826:26~1826:29	解除
1827:01~1828:15	

本頁空白

附錄六 發動機拆檢及金相分析測試報告

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
P&WC 1076 (03-04)



Pratt & Whitney Canada
The sole source of United Technologies / A United Technologies Company

Report No.: 12GI00259A
S/O: 173913

Customer: TransAsia Airways

Date Investigated: May 2012

Time since Last O/H: N/A

Cycles since Last O/H: N/A

Time since Last Repair: 973.6

Cycles since Last Repair: 1187

Previous O/H by: N/A

Previous Repair by: EADS SECA

Reason for Previous Shop Visit: Corroded High-Pressure Turbine (HPT) Blade Platform

Date Engine Manufactured: October 2007

Reason for Engine Removal: Engine Fire – Damaged Power Turbine (PT) Blades

Major Part(s) Affected

Part No./Serial No.	Description	Condition	Time/Cycles
3120983 / Unreadable	1 st stage PT1 Blade (PT1)	Fractured airfoil	7509.10 / 11120
3053427	Scavenge Tube Assembly of No. 6&7 Bearings	Fractured	7509.10 / 11120
3053819	Vent Tube Assembly of No. 6&7 Bearings	Fractured	7509.10 / 11120

Model: PW127F

Serial No.: EB0349

Total Time: 7509.1

Total Cycles: 11120

1.0 Synopsis

1.1 The engine was removed on May 8, 2012 from the no. 1 position of ATR 72 212A aircraft registration B-22810 for damaged 2nd stage PT blades (PT2) and fire damage of the lower engine

This document is the property of Pratt & Whitney Canada Corp. (P&WC) and is intended for the addressee only. You may not possess, use, copy, disclose or distribute this document or any information in it, without the express permission of P&WC. Neither receipt nor possession of this report alone, from any source, constitutes such permission. Possession, use, copying, disclosure or distribution by anyone without P&WC's express written permission is not authorized and may result in criminal or civil liability. This investigation report is a summary only of our findings. Any enquiries regarding this document should be directed to the P&WC Service Investigation group.

This document is subject to the following Export Control Classification	Canadian ECL #	No license required
	ECCN or USML (ITAR) #	
	P-ECCN or P-USML (Non US Origin)	P-ECCN: 9E991

Page 1 of 26

externals in the vicinity of the gas generator and turbine support cases as a consequence of an IFSD event reported on May 2nd 2012. The IFSD event was triggered from an erratic oil pressure indication followed by a fire warning on the No. 1 engine that occurred during the aircraft climb at 5000 feet of altitude. The fire extinguishers within the engine nacelle were activated with success. The flight crew diverted the flight and the aircraft returned and made an uneventful single engine landing at the airport of departure.

- 1.2 The engine was removed and shipped to Pratt & Whitney Canada (P&WC) Service Centre St-Hubert, Quebec, where an analytical disassembly investigation was performed on May 30 and 31, 2012 with Transportation Safety Board of Canada (TSBC) oversight. The attendees, who had fully or partially participated, were as follows:

Marc Hamilton, TSBC Senior Technical Analyst
 Wilson Ling, TransAsia Engineering Planning Department
 Tommy Wang, TransAsia Engineering Planning Department
 Yun-Fu Liao, TransAsia Quality Control Center
 Bernard Michaud, SECA V.P. Engineering
 Maxence De Courson, SECA Program Manager
 Andy Loo, P&WC PW100 Customer Management Asia
 Marc Hemmings, P&WC Service Investigation

2.0 Investigation

- 2.1 The main and scavenge oil filters (photo no's 1 A & B) with the reduction gearbox (RGB) chip detector (photo no's 2 A & C) were clean. The turbomachine (TM) chip detector had collected some metallic slivers (photo no's 2 A & B). The slivers were taken to P&WC Chemical Laboratory for analysis, which they were identified as Stainless Steel (SST) air-seal material. The low (LP) and high pressure (HP) rotors rotated freely. The PT rotor was difficult to rotate. No foreign object damage (FOD) was noted on the leading edge of the LP impeller full vanes.

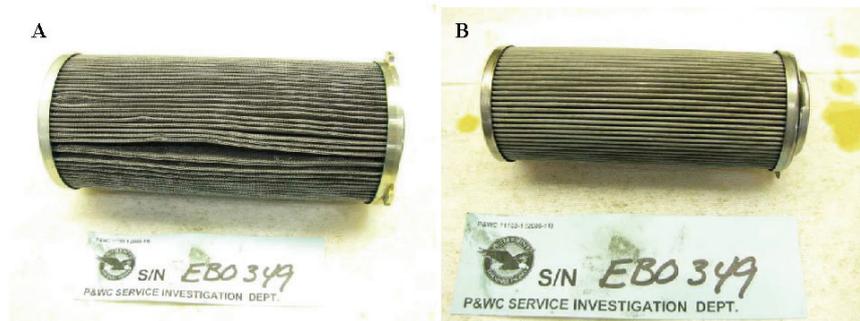


Photo no's 1 A (Main) & B (Scavenge)

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
 P&WC 1076 (03-04)

 **Pratt & Whitney Canada**
The world's most advanced engine technologies / A United Technologies Company
Report No.: 12GI00259A
S/O: 173913



Photo no's 2 A to C

- 2.2 Visual inspection of the engine externals located from the rear inlet case (RIC) to the exhaust duct revealed that the primary and secondary fuel manifold hoses, the inter-turbine temperature (ITT or T6) thermocouples and bus-bars insulation, the engine electrical wiring and harnesses, insulation blankets of the gas generator case (GGC) and turbine support case (TSC), fuel manifold adapters and flow divider/dump valve unit, air/oil delivery lines, ignition cables, bleed valve and LP exit ducts displayed areas of wetness, varnishing stains, a film of whitish dust and soot deposits. Various extents of fire damages such as heat-discoloration and degradation and oxidation to the engine externals from being exposed to elevated temperatures, were noted. Refer to photo no's 3 A to D, 4 and 5.

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
 P&WC 1076 (03-04)

 **Pratt & Whitney Canada**
The Associated United Technologies / A United Technologies Company
Report No.: 12GI00259A
S/O: 173913



Photo no. 4 (Top view) Photo no. 5 (Bottom view)
 Top and bottom views of the GG section showing damaged externals.

2.3 The vent and scavenge oil tube assemblies individually attached to the transfer-tubes of the No. 6 & 7 bearings housing were noted to be fractured (photo no's 6 A & B). Some of the 90° holding brackets of the vent (photo no. 7 A) and scavenge tube assemblies were found fractured at the bracket creasing area. The fracturing of the vent and scavenge tubes was along the edge of the brazed weld of the tube and ferrule fitting (photo no's 8 A to D). The oil pressure-tube assembly attached to the transfer-tube of the No. 6 & 7 bearings housing was intact (photo no's 3 C and 9 A) but a holding bracket of the tube was fractured (photo no. 9 B). The vent, scavenge and pressure oil transfer-tubes were tightly attached to their respective ferrule fitting "B" nuts of the tube assemblies and to the No. 6 & 7 bearings housing. The vent, scavenge and pressure oil transfer-tubes of the No. 6 & 7 bearings housing were not fractured (photo no. 10). The fractured vent and scavenge tubes with the holding brackets were taken to the P&WC Materials Investigation Laboratory for further analysis.



Photo no's 6 A & B
 View of the fractured vent tube assembly in-situ.

This document is subject to the restriction contained on Page 1
 Page 5 of 26

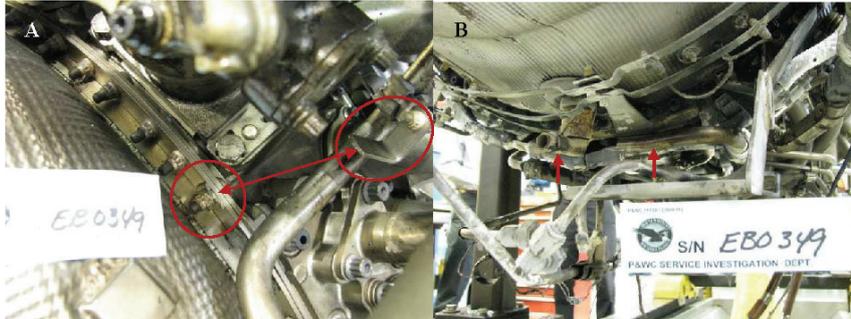


Photo no. 7 A
View of the fractured bracket of the vent tube assembly.

Photo no. 7 B
View of the fractured scavenge-tube assembly (arrows) in-situ.

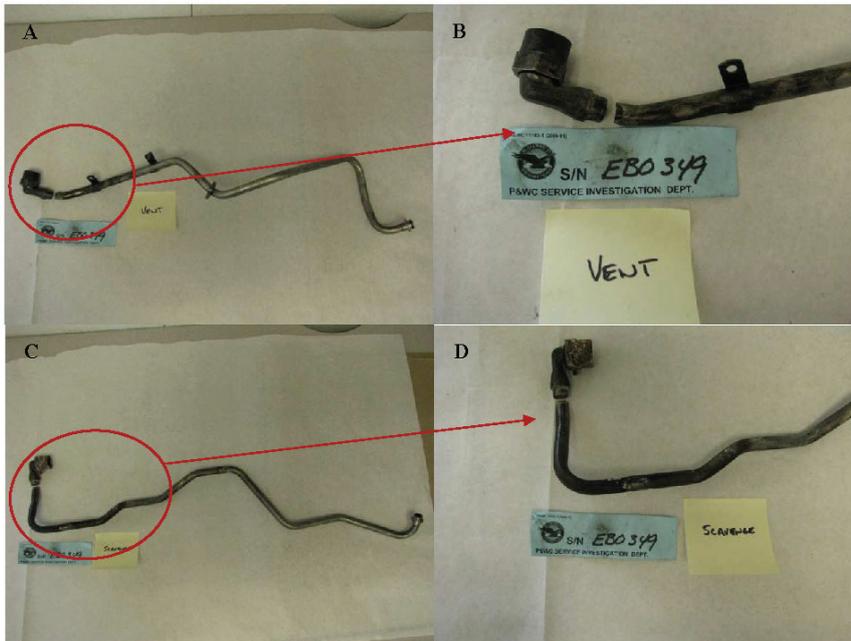


Photo no's 8 A to D
View of the fractured vent and scavenge tube assemblies after removal.

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
 P&WC 1076 (03-04)

Pratt & Whitney Canada
The sole 40% United Technologies / A United Technologies Company
Report No.: 12G100259A
S/O: 173913



Photo no's 9 A & B
 Views of the tight-secured "B" nut (9 A) and fractured bracket (9 B) of the pressure tube assembly.



Photo no. 10

- 2.4 The engine disassembly showed the accessory gearbox (AGB) breather tube assembly at the exhaust duct adjacent to the PT 2 blades was gouged and punctured from debris impacts (photo no's 11 A & B, arrow). The airfoils of the PT2 blades (photo no's 11 A, C & E) and stator vanes showed various extents of fracturing and battering damages from debris impacts. The outer shroud integral to the PT2 stator assembly, located radial to the PT2 blades, was fractured and battered by debris impacts (photo no's 11 D & F, double head arrows).

This document is subject to the restriction contained on Page 1
 Page 7 of 26



Photo no's 11 A to F

2.5 Two consecutive PT1 blades were fractured through the airfoil at the lightening hole, approximately 0.280 inches above and near the platform(photo no's 12 A to D). The airfoil fracture surface of one of the two fractured blades displayed two distinct features and likely being the primary. This blade was numbered as # 1 (photo no. 12 D) for the investigation purpose. The fracture surface of the adjacent fractured PT1 blade numbered #2 showed overload feature. The airfoil of the other PT1

Service Investigation

Engine / Component Investigation Report

P&WC 1076 (03-04)



Pratt & Whitney Canada

A United Technologies / A United Technologies Company

Report No.: 12GI00259A

S/O: 173913

blades showed impact damages. The two fractured PT1 blades identified as #1 & #2 with an airfoil fragment were taken to the P&WC Materials Investigation Laboratory for further analysis. These PT1 blades were Post Service Bulletin No. 21419 configuration.

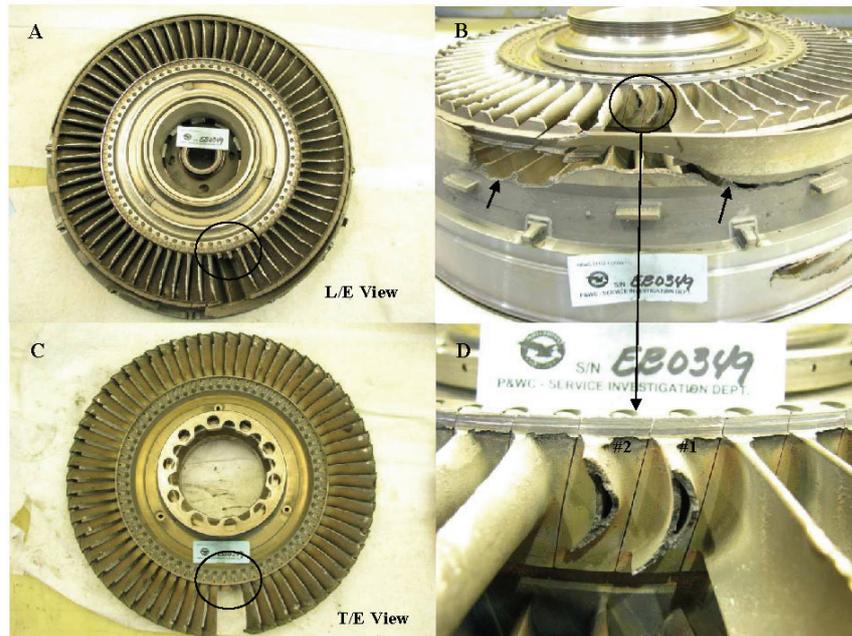


Photo no's 12 A to D
Views of two fractured PT1 blades & PT2 stator.

2.6 The PT1 stator assembly and baffle were in place (photo no. 13A). The trailing edge (T/E) of several vanes and outer shroud of the PT1 stator showed impact denting and gouging damages. The interstage turbine baffle of the PT1 stator was battered and fractured (photo no. 13 A). The vane leading edges (L/E) were intact (photo no. 13 B). The anti-rotation lugs at the outer shroud of the PT1 stator assembly were fretted and several of them fractured (photo no. 13 B). The twenty-six (26) retention bolts with the retaining ring that retained the inter-stage turbine duct (ITD) to the LPT housing assembly were fretted, and most of them fractured (photo no's 13 C to F, and 14 A). A section of the bolting flange of the LPT housing assembly showed cracking and fracturing damages (photo no's 14 A & B, parabolic).

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
P&WC 1076 (03-04)

Report No.: 12G100259A
S/O: 173913

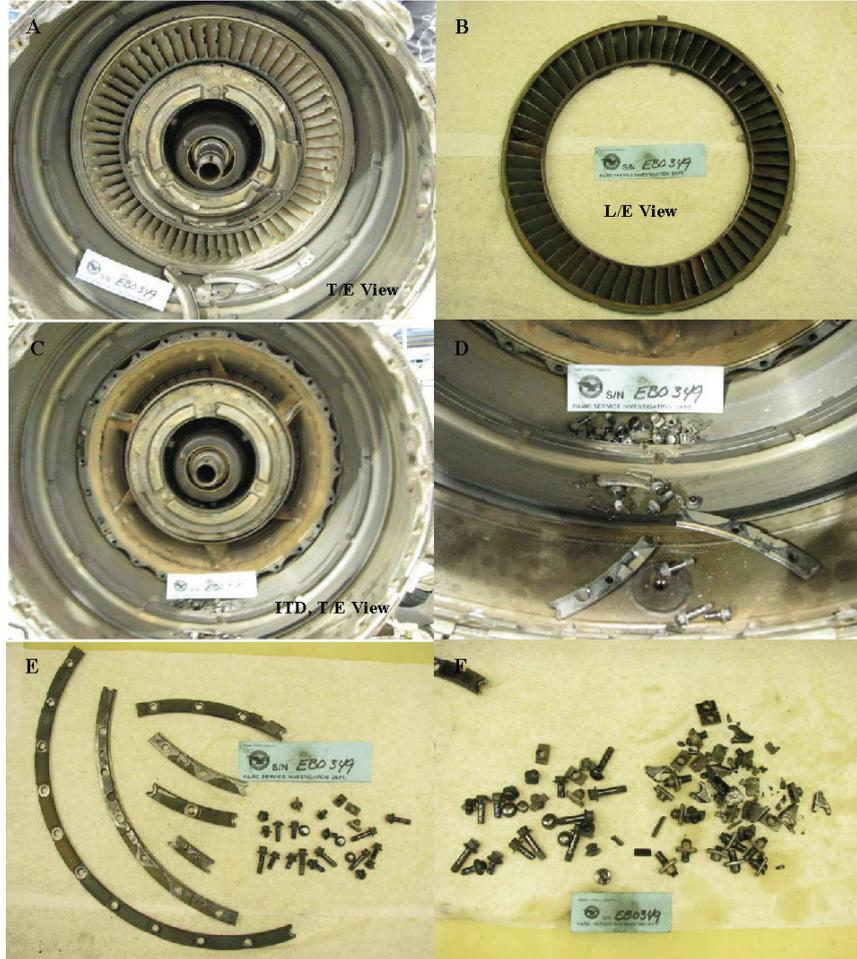


Photo no's 13 A to F

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
 P&WC 1076 (03-04)

 **Pratt & Whitney Canada**
The sector of United Technologies / A United Technologies Company
Report No.: 12GI00259A
S/O: 173913

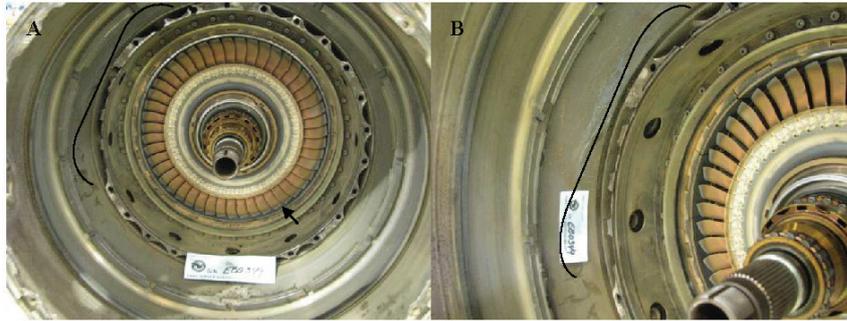


Photo no's 14 A & B
 LPT housing and disc assemblies.

- 2.7 The twelve (12) retention bolts that retained the No. 6 & 7 bearings housing to the ITD with the inter-stage baffle were all in place (photo no. 13 A & 15). The inter-turbine temperature thermocouples (T6) were fractured in which most of them during their removal (photo no. 16).



Photo no. 15
 Photo no. 16
 Views of the No. 6 & 7 bearings housing retained to the ITD (15) and T6's (16).

- 2.8 The tip of the low-pressure turbine (LPT) blades had rubbed against several shroud segments (photo no's 14 A, and 17 A to C, arrows). There was no impact damage on the blade L/E's airfoils except for nicking noted at the airfoil T/E's (photo no's 18 A & B). The front and rear faces of the LPT disc did appear intact. The LPT stator vanes were in a satisfactory condition (photo no. 19).

This document is subject to the restriction contained on Page 1
 Page 11 of 26

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
P&WC 1076 (03-04)

Report No.: 12GI00259A
S/O: 173913



Photo no's 17 A to C

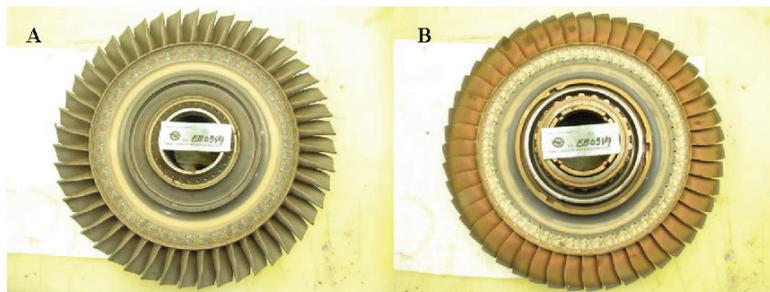


Photo no's 18 A (L/E) & B (T/E)
LPT disc assembly.

Service Investigation

Engine / Component Investigation Report

P&WC 1076 (03-04)



Pratt & Whitney Canada

A United Technologies / A United Technologies Company

Report No.: 12G100259A

S/O: 173913



Photo no. 19
LPT stator assembly.

2.9 The HPT blades (photo no. 20) and stator vanes (photo no. 21) were in a satisfactory condition.



Photo no. 20

Photo no. 21

2.10 There were no indication of an inter-shaft rubbing on the outside diameter (OD) of the PT shaft (photo no. 22) and the inside diameter (ID) of the HPT disc (photo no. 23). An inter-shaft rubbing was noted on the LP shaft OD (photo no's 24 A & B) and HP impeller ID. There was indication of inter-turbine air-seal rubbing at the PT and LP spools (photo no's 25 A & B).

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
P&WC 1076 (03-04)

 **Pratt & Whitney Canada**
Line société de United Technologies / A United Technologies Company
Report No.: 12GI00259A
S/O: 173913



Photo no. 22 (PT shaft view)



Photo no. 23 (HPT disc ID view)



Photo no's 24 A & B

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
 P8WC 1076 (03-04)

 **Pratt & Whitney Canada**
The world's most advanced turbofan engine technology company
Report No.: 12G100259A
S/O: 173913

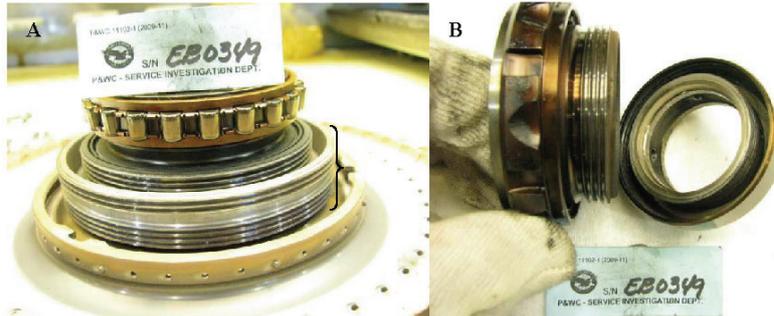


Photo no's 25 A & B

2.11 The tip of the LP and HP impeller vanes had rubbed against its respective shroud housing (photo no's 26 & 27, A & B). The back-face of the LP impeller had rubbed against the LP diffuser case front wall (photo no's 28 A to D). The HP impeller back-face was clean (photo no. 29).

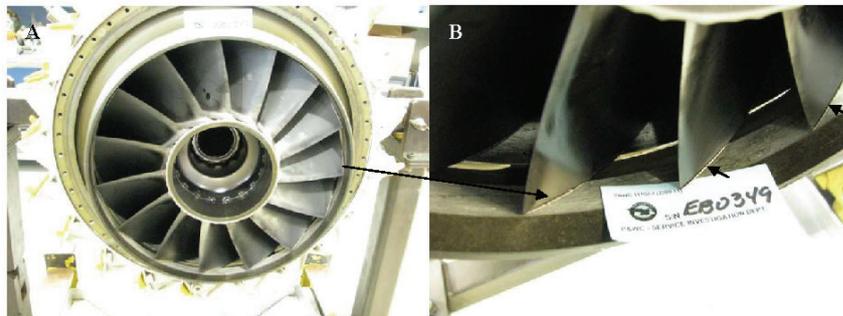


Photo no's 26 A & B

View of the rubbing of the LP impeller vane tips and shroud.

This document is subject to the restriction contained on Page 1
 Page 15 of 26

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
 P&WC 1076 (03-04)

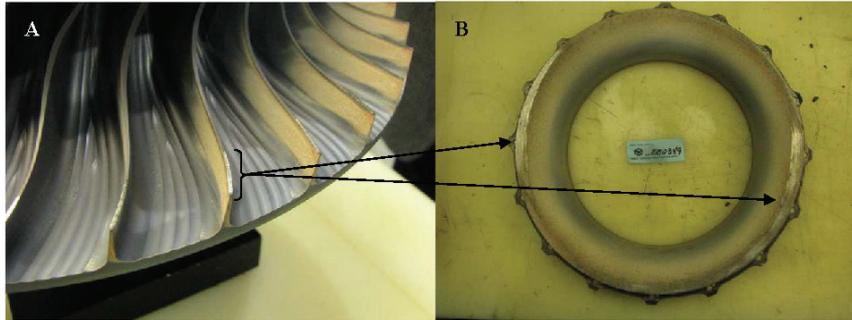


Photo no's 27 A & B
 View of the rubbing of the HP impeller vane tips (exducer) and shroud.



Photo no's 28 A to D
 Views of the rubbing of the LP impeller backface and diffuser case front wall.

This document is subject to the restriction contained on Page 1
 Page 16 of 26

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
P&WC 1076 (03-04)

 **Pratt & Whitney Canada**
The Associated United Technologies / A United Technologies Company
Report No.: 12GI00259A
S/O: 173913



Photo no. 29

2.12 No disassembly investigation was conducted on the RGB module.

3.0 P&WC Materials Investigation Laboratory Analysis

3.1 Photo no. 30 is a general view of the fractured vent and scavenge tube assemblies of the No. 6 & 7 bearings, brackets #1 & #2, PT1 blades #1 & #2 with a blade airfoil fragment in the as received condition.

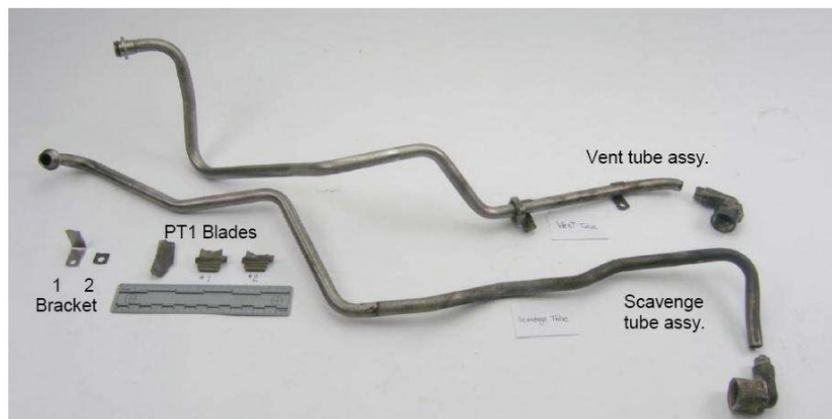


Photo no. 30

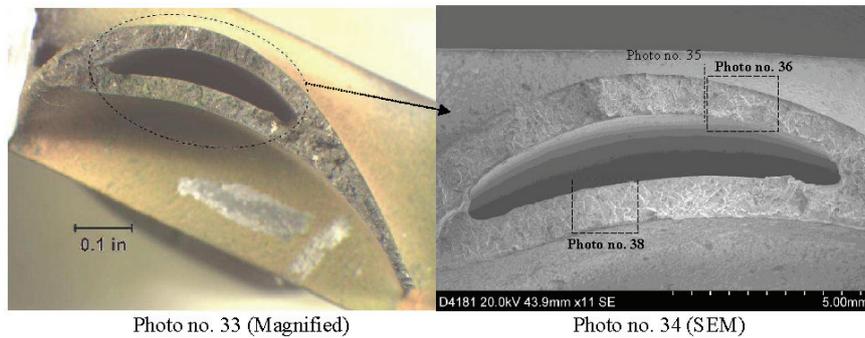
This document is subject to the restriction contained on Page 1
Page 17 of 26

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
 P&WC 1076 (03-04)

3.2 Photo no's 31 and 32 showed aspect views of the pressure and suction sides of PT1 blades #1 & 2 and the airfoil fragment. Blade #1 had fractured through the airfoil approximately 0.270 inches from the platform and blade #2 fractured near the platform at the T/E edge side.



3.3 Photo no's 33 and 34 showed magnified and Scanning Electron Microscope (SEM) images of the PT1 blade #1 fracture surface, which displayed a smooth surface at the centre of the airfoil (dotted circle).



Service Investigation

Engine / Component Investigation Report

P&WC 1076 (03-04)



Pratt & Whitney Canada

The Associated United Technologies / A United Technologies Company

Report No.: 12GI00259A

S/O: 173913

3.4 SEM image (photo no. 35) of the PT1 blade #1 fracture surface, taken on the convex side, revealed a dendritic solidification pattern with features consistent with shrinkage porosity. SEM image (photo no. 36) of one of the photo no. 34 insert showed shrinkage porosity feature and flat zone (circle).

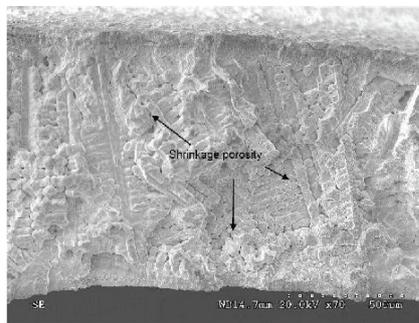


Photo no. 35

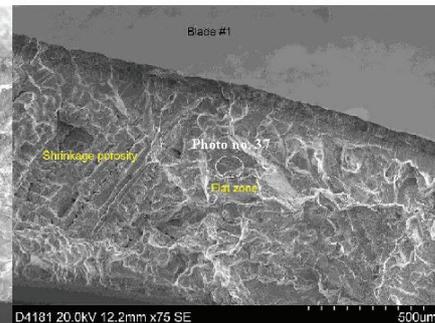


Photo no. 36

3.5 The higher magnification (photo no. 37) of the flat zone highlighted in photo no. 36 (circle) shows fatigue striations suggesting that the crack initiated from the shrinkage porosity zone. The yellow arrows indicated the fatigue crack propagation direction.

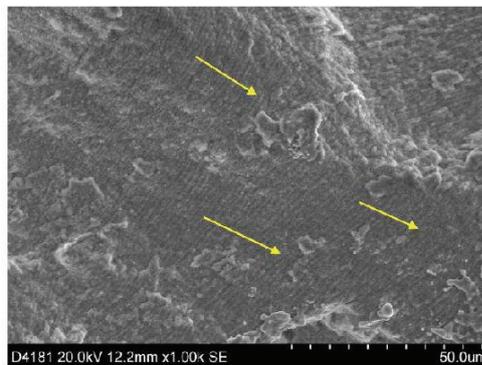


Photo no. 37



Report No.: 12G100259A
S/O: 173913

Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
P&WC 1076 (03-04)

3.6 SEM image (photo no. 38) of the blade #1 fracture surface at the airfoil pressure side showed also fatigue zone (yellow arrows) emanating from the shrinkage porosity feature.

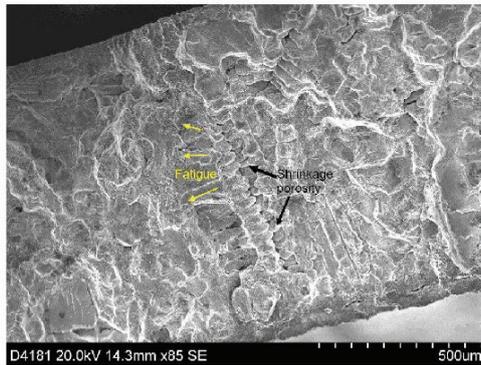


Photo no. 38



Pratt & Whitney Canada

Line Société des United Technologies / A United Technologies Company

Service Investigation

Engine / Component Investigation Report

P&WC 1076 (03-04)

Report No.: 12GI00259A

S/O: 173913

3.7 Cross-section through the blade #1 fracture surface (photo no. 39 A) showed feature consistent with shrinkage porosity (photo no. 39 B). No other evidence of metallurgical anomaly beneath the fracture surface was observed. Back Scattered Electron (BSE) image (photo no. 39 B) showed rounded gamma prime (γ') precipitates in a gamma matrix that is almost similar to the microstructure observed in the root area (photo no. 39 C) showing typical γ' precipitates. This microstructure is considered representative of unaffected material.

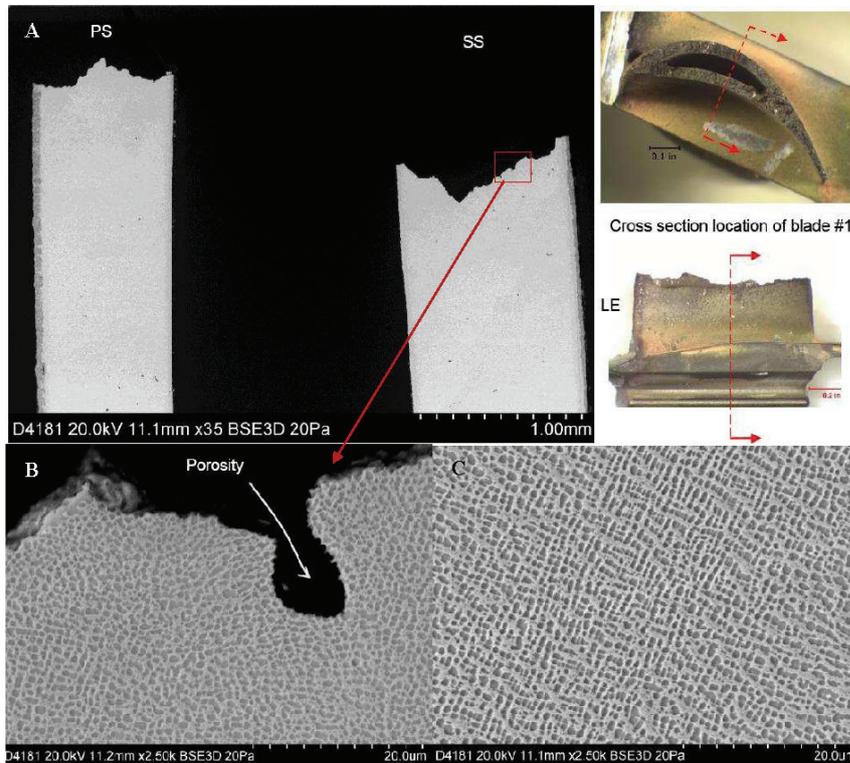
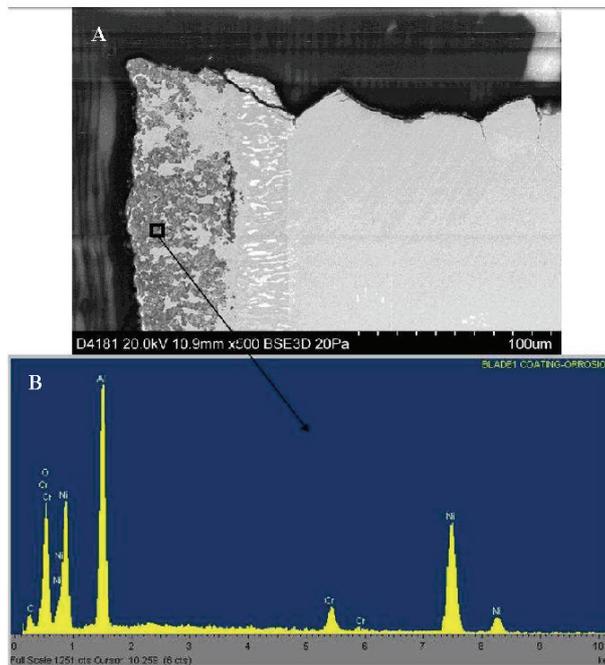


Photo no's 39 A to C

This document is subject to the restriction contained on Page 1

Page 21 of 26

3.8 BSE image through the PT1 blade #1 fracture surface showed corrosion in the top layer of the coating (photo no. 40 A). Energy Dispersive Spectroscopy (EDS) spectrum of the corrosion in the top layer of the coating showed oxygen rich element indicative of oxidation (photo no. 40 B). The average coating thickness was 0.0030 inches and met requirements.



Service Investigation
Engine / Component Investigation Report
 P&WC 1076 (03-04)

 **Pratt & Whitney Canada**
Line Services • United Technologies / A United Technologies Company
Report No.: 12GI00259A
S/O: 173913

3.9 Magnified view of the fracture surface of the PT1 blade #2 exhibited a rough dendritic aspect typical of overload (photo no. 41).



Photo no. 41

3.10 The chemical composition of the PT1 blade material, analysed using the EDS standardless semi-quantitative analysis method, was consistent with the compositional requirements for the major elements of the specs.

3.11 SEM image (photo no. 42) of the bracket #1 fracture surface showed a flat surface with river lines and arrest lines typical of fatigue. The red arrows indicated the crack propagation direction. Fatigue features covered almost completely the fracture surface suggesting a low nominal stress suggesting High Cycle fatigue (HCF). Higher magnified view (photo no's 42 A & B) of fatigue origin region (arrows) did not show any mechanical damage.

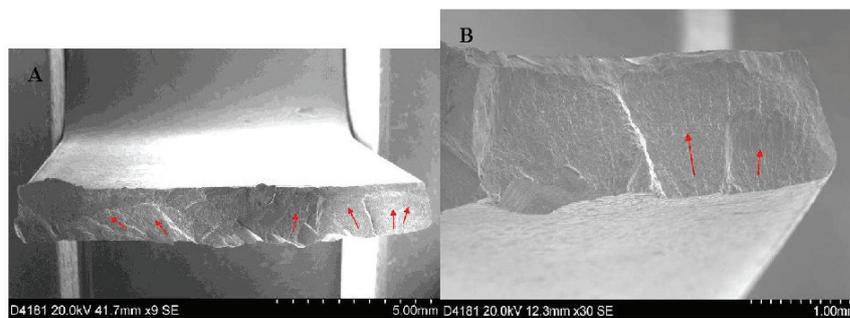


Photo no's 42 A & B

This document is subject to the restriction contained on Page 1
 Page 23 of 26

3.12 SEM image (photo no. 43) of the bracket #2 fracture surface showed a flat zone with river lines typical of fatigue. The red arrows indicate the crack propagation in opposite direction typical of reverse bending fatigue.

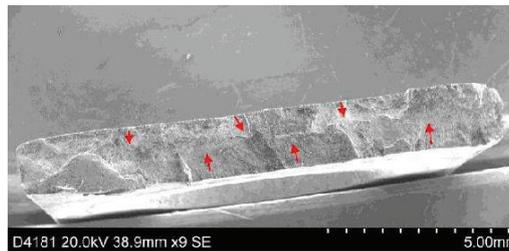


Photo no. 43

3.13 Magnified view (photo no. 44 A) of the fracture surface of the No. 6 & 7 bearing vent tube assembly showed a flat zone with river lines, indicative of fatigue, emanating from the OD of the tube. SEM image (photo no. 44 B) of an area of the vent tube fracture surface displayed fatigue striations.

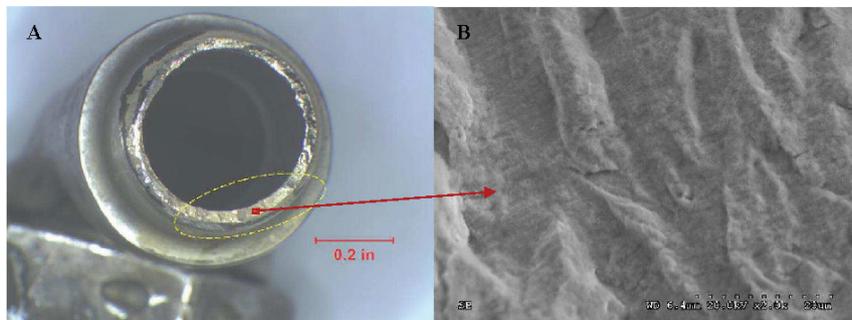


Photo no's 44 A & B

3.14 Magnified view (photo no. 45 A) of the fracture surface of the No. 6 & 7 bearings scavenge tube assembly showed a flat zone indicating of a fatigue mechanism. SEM image (photo no. 45 B) of the fracture surface of the scavenge tube confirmed the presence of fatigue striations.

Service Investigation

Engine / Component Investigation Report

P&WC 1076 (03-04)



Pratt & Whitney Canada

The world's most advanced United Technologies / A United Technologies Company

Report No.: 12G100259A

S/O: 173913

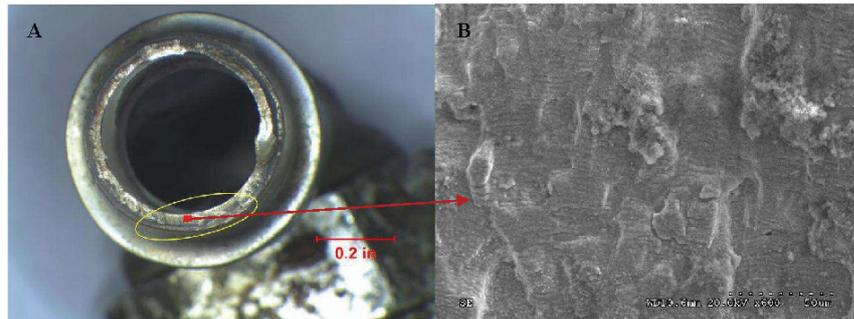


Photo no's 45 A & B

4.0 Discussions

4.1 P&WC Materials Laboratory analysis summarised that the airfoil fracture of the PT1 blade #1 occurred by fatigue initiated from multiple origins at a shrinkage-porosity on the pressure and suction walls in the central region of the airfoil. SEM examination of the fracture surface did confirm the presence of striations, consistent with a fatigue mechanism, and a dendritic solidification pattern, consistent with shrinkage porosity. Longitudinal section through the airfoil fracture surface of the PT1 blade #1 where the shrinkage-porosity was observed did not show evidence of anomaly in the base material beneath the fracture surface, other than features associated with the shrinkage porosity. The oxidation observed in the top coat was not considered to be a contributing factor to the blade distress. Fracturing of the PT1 blade #2 occurred by tensile overload. This is considered secondary damage. Fracture of bracket #1 was due to fatigue, most likely HCF, under unidirectional bending. Fracture of bracket #2 was due to fatigue (most likely HCF) under reverse bending. Fracture of the No. 6 & 7 bearings vent and scavenge tube assemblies was due to fatigue, under unidirectional bending.

5.0 Conclusions

5.1 The reported event was the result of the fracturing of a PT1 blade by fatigue propagation with a final rupture by tensile overload. The liberated section caused impact damage and fracture to the remaining PT1 and PT2 blades and vanes. The fatigue initiation originated from shrinkage-porosities adjacently located at the lightening hole on the pressure and suction walls of the airfoil.

5.2 Fretting and fracturing damages of the ITD retention bolts, the flange of the LPT housing assembly and No. 6 and 7 bearings vent and scavenge tube assemblies with the holding brackets were caused by imbalance of the PT rotors. The out of balance condition was initiated by the fracture of the PT1 blade #1 and subsequent turbine blade damages. Fracturing of the scavenge and vent tubes caused



Service Investigation

Engine / Component Investigation Report

P&WC 1076 (03-04)

Report No.: 12G100259A

S/O: 173913

an oil leakage and imbalance of the AGB static pressure. This generated the reported erratic oil pressure indication and the trigger of the initial source and ignition for the engine fire nacelle.

5.3 All other adjacent hardware damage was secondary.

6.0 Remarks

6.1 P&WC Quality and Supplier Metallurgical (SM) & Non-Destructive Test (NDT) Development Engineering were advised of the PT1 blade metallurgical anomaly. SM&NDT Engineering reported that the review done with the blade supplier of the X-ray (film) of the PT1 blades that were installed on the engine conformed to requirements.



附錄七 ATR Technical Directorate Technical Note DT/F-88/13

		ATR Form	Identification : FOR-1-D-73-00-EN – A.4
Validated on : 24/10/2012			
ATR Technical Directorate Technical Note			
Department : DT/F Section : 551 Program : ATR 72-212A		Project : Mod N° : ATA : Customer :	Reference : DT/F-88/13 Issue : 01 Date : 08/01/13
Technical Note title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure - Factual analysis			
Author : L. SARTORIUS Phone : +33 (0) 662.216.792 Visa :		Validated by : Phone : Visa :	
Summary : On May 02, 2012 the ATR 72-212A MSN642 operated by Tansasia (flight GE515) experienced an engine failure during climb out of Taipei Shongshan Airport. The crew dealt with the failure and returned to the departure airport. During the approach, an EGPWS warning was triggered and the crew performed a missed approach procedure. In the course of the latter, the airplane entered IMC conditions and several other EGPWS warnings as well as stall warnings were triggered. The crew eventually recovered VMC conditions and managed to safely land in Shongshan. This note provides factual information about the flight.			
Key Words (to ease Diderot seeking) : MSN642, Engine failure, missed approach, GPWS, Stall warning, Taipei			
Date for paper document destruction (after microfilm realization) : Issue date + FSAP (Formal Scrapping of the last A/C of the Program)			
Links :			
Nature :	Language : E	Delete or Replace :	Total number of Pages to Record: 27 Total Technical Note pages:27 Total Annex/External document pages : 0
External Document Issued by : Reference : Issue : Date :		Technical Approval/Showing of Compliance Engineer Name : M-L. GROUD Department : DT/F Date : Visa :	CVE Name : Department : Date : Visa :
Submitted MOC			
<small> This document belongs to ATR. It may not be disclosed to third parties and/or reproduced without prior written permission from ATR and its contents cannot be disclosed. The document managed in the ATR EDM is the only one to be considered as applicable. PAGE 1/27 © ATR - 2013 </small>			

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

LISTE DE DIFFUSION

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure - Factual analysis				Department : DT/F Reference : DT/F-88/13 Issue : 01		
Service	Section	Name	B.P.	First Page	Note	Attachment
Diderot			M0199/6	original	original	original
External Diffusion						
Name		Society				
Agreement for External Diffusion						
Name :						
Date :						
Signature :						
SVP Technical or Delegates (N-1)						

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

SUMMARY

1. INTRODUCTION	4
2. SOURCES	4
3. FACTUAL INFORMATION	4
3.1. Environment	4
3.2. Airplane	5
3.3. Flight path	5
3.4. History of flight	7
4. Analysis	9
4.1. Engines	9
4.1.1. Engine #1	9
4.1.2. Engine #2	10
4.2. AFCS	10
4.2.1. LOC mode non engagement	10
4.2.2. Autopilot disengagements	10
5. CONCLUSIONS	12
APPENDICES	13
APPENDIX 1: Glossary	14
APPENDIX 2: List of plotted parameters	15

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure
Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Factual analysis
Issue : 01

1. INTRODUCTION

On May 02, 2012, the ATR 72-212A MSN 642 was operating Transasia flight GE515 from Taipei-Shongshan (RCSS) to Makung (RCQC). During climb out of Shongshan airport, at about 700 ft, the engine 1 failed. The crew dealt with the failure, stopped the engine and turned back to Shongshan. The crew was preparing for an ILS approach to runway 09.

The crew was radar vectored to intercept the localizer but the LOC mode did not engage. The airplane was flown in direction of a relatively high terrain area, which led to the triggering of an EGPWS warning. The crew disengaged the autopilot and escaped from the terrain, then was requested by the ATC to cancel the approach and perform a missed approach procedure. During the execution of that procedure, the airplane was flown in direction of a high terrain area north of the airport and entered IMC conditions. Besides, the crew let the airspeed drop. As a consequence, a series of stall warnings and EGPWS alerts were triggered during approximately one and a half minute before the crew could recover VMC conditions and safely land in Shongshan.

2. SOURCES

DFDR raw data file provided by the operator.
 ASC CVR transcription provided by the BEA.
 ASC draft final report into the serious incident.

3. FACTUAL INFORMATION

3.1. Environment

Runway

Taipei Shongshan airport (Taiwan) has one runway 10-28. It is a 2605 × 60 meters paved runway equipped with a CAT I ILS. The magnetic bearing of runway 10 is 096°. The magnetic deviation in the area is about 3.4° W. The altitude of the 10 threshold is 14 ft.

Weather

The weather conditions between the time of departure (approximately 09:49) and the time of the landing (10:27) were reported as follows (source: wunderground.com):

- METAR RCSS 020930Z 32004KT 230V020 9999 VCTS -SHRA FEW008 SCT012CB BKN035 BKN050 28/23 Q1004 TEMPO 2500 TSRA RMK A2966 TS NW-N MOV S
- METAR RCSS 021000Z VRB04G16KT 4500 -TSRA FEW005 SCT008CB BKN020 BKN050 28/23 Q1005 WS R10 TEMPO 1000 +TSRA RMK A2969 TS NW-N-NE MOV S
- METAR RCSS 021030Z 27009G21KT 190V340 2500 +TSRA SCT005 SCT008CB BKN016 BKN040 27/23 Q1005 WS R28 TEMPO 1000 RMK A2970 30012G24KT/R10 TS OVHD

There was no icing condition encountered during the flight.

The METARs depict unstable weather conditions with thunderstorms obviously coming from the north of the area and moving southwards. The storm was overhead the airfield at about 10:30 accompanied with strong precipitation. Wind shear conditions are also reported.

Terrain

Taipei city is located north of Taiwan main island and is surrounded by mid-altitude terrain. This terrain is reaching the following local maximums north and west of the airfield:

Altitude (ft)	Distance from airport (NM)	Direction from airport (° geo)
2000	7.5	300
3700	6	000

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
 GPWS warnings after engine failure
 Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

3.2. Airplane

Engines

The airplane was equipped with 2 Pratt & Whitney Canada PW127F 2750 horsepower engines and Hamilton 568F six-blade propellers. The FDR fitted on this airplane was recording several engine related parameters, including NP, torque, NH, NL, ITT, PLA and fuel flow.

The specific analysis of the engine behaviour during the flight can be found in paragraph 4.1.

Automatic flight control system

The automatic flight control system (AFCS) provides the autopilot, flight director and yaw damper functions.

The specific analysis of the data in relation to the AFCS can be found in paragraph 4.2.

3.3. Flight path

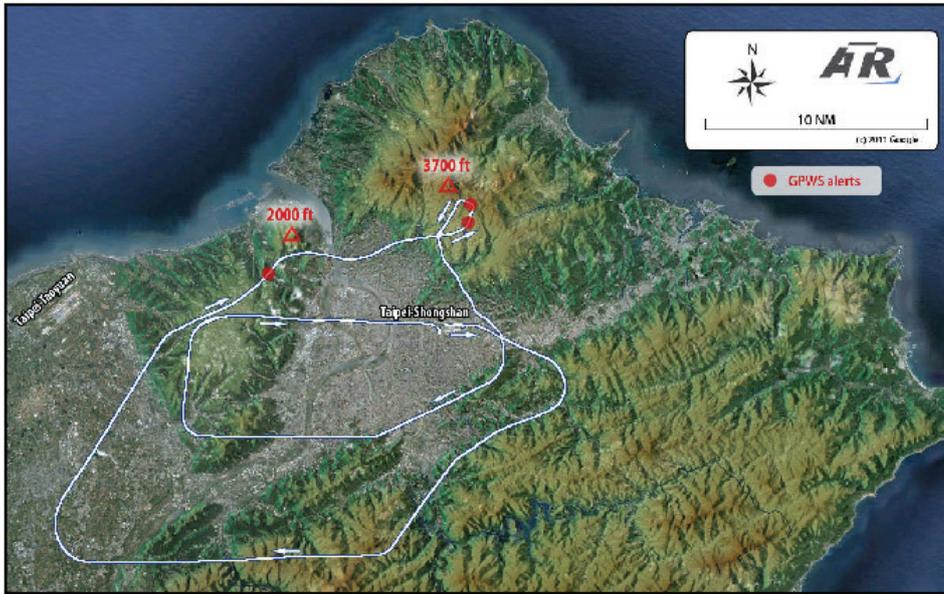
The flight path of the airplane was produced using the recorded GPS-based latitude and longitude parameters. A vertical profile using a terrain database was also performed, for the purpose of which the recorded altitude was corrected from the QNH.

ATR Technical Directorate Technical Note

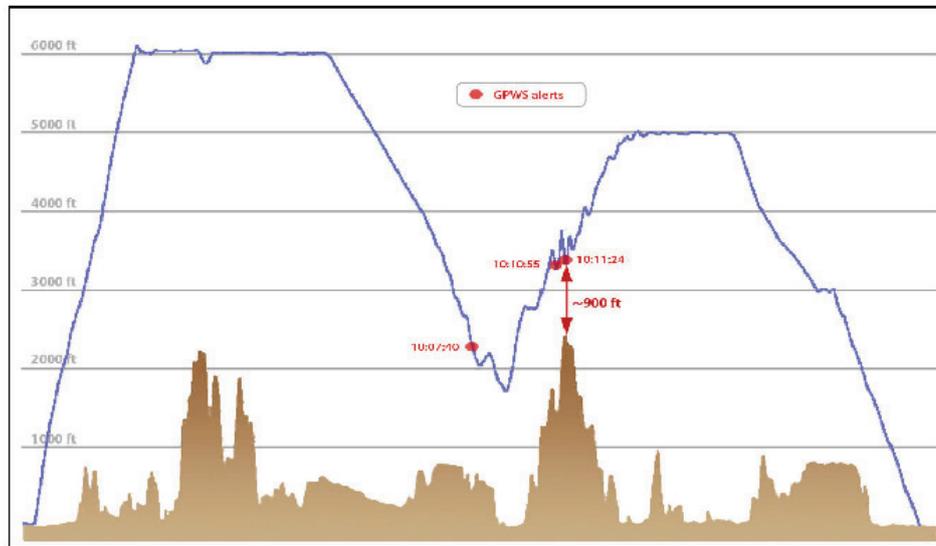
Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01



Horizontal flight path flown by the airplane



Vertical profile of the flight path flown by the airplane

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

3.4. History of flight

The airplane took off from Taipei-Shongshan at about 09:49:00. The autopilot was engaged while climbing through 800 ft¹, in IAS mode with an IAS target of 120 kt and an altitude target of 5000 ft. At about 09:50:12, the IAS target was increased to 145 kt. At 09:51:20, the altitude target was increased to 8000 ft.

At about 09:54:20, the PLA 1 was retarded to the flight idle position and the corresponding torque values dropped to about 0. The airplane levelled off at about 6250 ft. The altitude target was lowered at about 09:55:20 to 6000 ft and the ALT CAPT mode subsequently engaged.

At 09:57:26, the autopilot was disengaged for about 1 minute, and then re-engaged.

First approach

At 10:03:07, the selected altitude was lowered to 3000 ft and the crew engaged the VS mode with a selected vertical speed of -700 ft/min.

At about 10:06:18, the altitude target was further reduced to 2800 ft.

At about 10:06:30, the airplane entered into a turbulent area, the IAS started to increase whereas the power was reduced (IAS increased from 170 kt to 200 kt, engine #2 torque was reduced from 32% to 18% in the same time). The normal acceleration variations were comprised between approximately 0.6 g and 1.4 g (with a peak at 0.4 g / 1.8 g).

At 10:06:52, the LOC and G/S modes were armed. The LOC deviation was then about -66 mV² (airplane left of LOC axis). The selected course was still set to 243°. The selected heading was changed from 70° to 52°. About 20 seconds later, the altitude target was set to 3800 ft, the selected vertical speed was changed to -1400 ft/min and the selected heading was changed to 43°.

At 10:07:33, the engine #2 PLA was retarded to flight idle (~35°) and the torque dropped to 0%. The IAS was still comprised between 185 kt and 200 kt.

At 10:07:40, a GPWS alarm was triggered as the airplane was descending through 2700 ft. About 3 seconds later, the selected heading was changed to 75°.

Go-around

At 10:07:45, the autopilot was disengaged.

At 10:07:52, the GPWS warning stopped. The engine #2 PL was pushed slightly beyond the notch and then moved to the notch about 10 seconds later. The corresponding torque increased to 100% then reduced to about 91%.

At 10:08:00, the altitude target was set to 5000 ft.

At 10:08:28, the selected course was changed to 96°.

At 10:09:05, the selected vertical speed was changed to +1900 ft/min.

¹ Unless otherwise noted, the altitude values refer to the recorded standard altitude (eg, with a 1013.25 hPa barometric setting).

² The localizer and glideslope deviations are recorded in millivolts (mV). For the LOC deviation, 150 mV correspond to two dots on the display. For the G/S deviation, 175 mV correspond to two dots.

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F

Reference : DT/F-88/13

Issue : 01

From about 10:09:20, the LOC deviation indications became erratic. The LOC CAPT mode engaged at 10:09:31. The crew engaged the HDG CAPT mode a few seconds later, which made the LOC mode disengage and the G/S mode disarm. At that moment the active longitudinal mode for the flight director was still V/S with a target of +1900 ft/min.

At 10:10:16, the captain pulled on the control column. The bank angle was 9° right, the pitch angle about +7° and both local angle of attack were peaking at about 20°. The airplane was climbing through 3200 ft.

At about 10:10:30, the flaps were extended to 15°.

At 10:10:43, the pitch angle was at about +14°, the altitude 3700 ft, the airplane was banking left by 16°. The right and left local angle of attack were close to each other at about 14.5°.

In the next 9 seconds, the pitch angle decreased to -1° (nose down) while the left bank increased to 34°. The captain was pulling on the control column.

At 10:10:55, the heading of the airplane was about 20°; the GPWS generated an alarm for about 5 seconds. In about 9 seconds, the bank changed to about 13° right while the pitch increased to a maximum value of +27°. The left and right local angle of attack reached respectively 19° and 17°. The IAS decreased to 99 kt.

At 10:11:12, the IAS reached its minimum value of 91 kt. Both local angle of attack were close to 17.5°, the altitude was just below 4000 ft, the pitch was +10° and the airplane was banking left by 28°.

At 10:11:17, the pitch had decreased to -4°, the left bank was about 35°, the IAS just above 100 kt.

At 10:11:20, the pitch reached its minimum value of -7.9°, the left and right local AOA were respectively 20° and 17.5°. The left bank was 37°. The altitude had decreased to 3800 ft and the IAS increased to 115 kt. The captain was still applying pitch up efforts on the column.

At 10:11:24, the GPWS triggered an alarm for about 2 seconds, stopped one second and started again during about 5 seconds. During this period of time, the pitch angle increased to 20.5°, the bank was reduced to almost wings level, the local angle of attack varied between approximately 0° and 13°. The altitude decreased to 3570 ft then started to increase again.

At 10:11:38, the bank angle reached 50° on the left. The pitch had been reduced to about 0°, the altitude reached a maximum of 3925 ft and the IAS a local minimum of 102 kt.

At about 10:11:47, the airplane was back to wings level. The heading was then of approximately 215°.

At 10:12:17, the selected vertical speed was changed to +900 ft/min.

At 10:13:53, the IAS mode was engaged with a selected speed of 117 kt.

At 10:14:29, the ALT CAPT mode engaged.

At 10:15:13, the autopilot was re-engaged, in ALT CAPT and HDG modes. A few seconds later, the flaps were retracted to 0°.

Second approach and landing

The crew performed another approach, in a turbulent atmosphere (variations of ± 0.5 g on the vertical load factor) since 10:22. The airplane was established on the ILS at about 10:23:20 and landed without further incident at about 10:27.

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure Factual analysis **Department : DT/F**
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

4. ANALYSIS

4.1. Engines

Preliminary note: Flight idle (FI) corresponds to 35° PLA, the TO notch corresponds to 75° PLA. The recorded PLA values are EEC values, not physical values (which would be 67° in the notch, 53° in flight idle).

4.1.1. Engine #1

The take off power was set at about 09:49:05. The torque symmetrically stabilized at about 90% at about 09:49:13.

At 09:49:50, the fuel flow starts to increase with respect to the other engine. The difference was comprised between 10 and 20 kg/h (about 2%) at first but reached 100 kg/h (20%) at 09:50:39. The ITT also started to increase at the same time and stabilized about 15°C higher than the other engine. A rudder trim movement (yaw right) is also recorded.

From 09:50:35, the torque started to fluctuate. The fluctuations were comprised between 80 and 97%.

At 09:50:36, climbing through 1700 ft RALT, the MW was activated. It was cancelled 7 seconds later.

At about 09:50:39, the crew probably set the power management rotary selector from the TO to the CLB position, which can be deduced from the NP that reduced from 100 to 82%. This action is consistent with the climb sequence performed by the crew as heard in the CVR.

At 09:50:57, the torque values symmetrically stabilized at 91%, consistent with the torque objective.

At 09:52:07, the torque values of engine #1 started gradually drifting from the other engine and from the torque objective.

At 09:52:56, the NL that was stable at about 96% starts fluctuating between 92 and 99%.

At 09:53:06, the MW was activated for about 1 second. It activated again at 09:53:12 (2 s), 09:53:26 (2 s), 09:53:41 (2 s), 09:53:44 (2 s).

At 09:53:38, the ITT dropped from 780 to 100°C. It fluctuated between 100 and 600°C until 09:55:56 and then gradually decreased from 550 to 50°C in about 10 minutes.

At 09:53:49, the torque stabilized at about 82%, consistent with the torque objective.

At 09:53:50, the MW activated for 2 s, and it activated again at 09:53:53 (1 s), 09:53:57 (2 s), 09:54:09 (2 s), 09:54:19 (3 s).

Between 09:54:18 and 09:54:23, the PLA 1 was retarded to FI position. The engine #1 fuel flow decreased from about 470 to 80 kg/h and the torque dropped to 0%.

Between 09:54:42 and 09:54:45, the engine #1 NP reduced from 82 to 0% (propeller was feathered).

At 09:54:44, the MW activated for 1 s.

At 09:54:46, fuel was shut off for engine #1. NH and NL subsequently dropped to respectively 0 and 2%.

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and Department : DT/F

GPWS warnings after engine failure

Reference : DT/F-88/13

Factual analysis

Issue : 01

4.1.2. Engine #2

The engine #2 parameters were nominal during take-off, climb and level off. At approximately 10:08, the PLA 2 was pushed forward from 35 to 80° then back to 75°. The torque increased to 100% then decreased back to 91%, which was nominal.

At about 10:09, the PLA 2 was moved to around 86° (with some peaks at 89°). The torque reached 98% before it gradually decreased to 92% in 50 seconds. Until approximately 10:12, the PLA 2 was higher than 75° but the torque did not increase higher significantly than 91%. This behaviour was not looking nominal, which was confirmed by a simulation that was conducted using the engine model. The simulation showed that the engine was not thermodynamically limited and that the torque should have reached 100% at that time. The origin of the problem could not be identified at this stage.

4.2. AFCS

4.2.1. LOC mode non engagement

After the engine failure, the crew intended to capture the ILS in order to land on runway 10. However the flight data (see dedicated plot in appendix 4, page 22) showed that the LOC mode was armed at 10:06:52 but did not engage. It has to be noticed that the approach (LOC+G/S) mode did engage properly later in the flight for the second approach.

In a simplified way, the engagement of the LOC mode occurs when:

- the LOC mode is armed for 3 seconds, AND
 - the LOC deviation is lower than about 2 dots AND the sign of the difference between the selected heading and the selected course is opposite to the LOC deviation, OR
 - the LOC deviation is lower than 1 dot AND the airplane's path is diverging from the LOC axis, OR
 - the LOC deviation is lower than about half a dot.

Given this engagement logic of the LOC mode, the failure to engage was therefore a consequence of two main factors:

1. the LOC mode was armed late, while the airplane had already crossed the LOC axis. Three seconds after the LOC mode was armed, the LOC deviation was about 1.3 dot left;
2. the crew did not select the appropriate course for the LOC before arming the mode: the selected course was 243° (since take-off) whereas the LOC course was 96°.

Note : when the LOC mode was armed, the selected heading was simultaneously changed to the left (from 70° to 52° at 10:06:53 then 43° at 10:07:17), as the airplane was already left of the LOC axis. As a consequence of the wrong course selection, the localizer deviation displayed on the EHSI was reversed and it is therefore possible that the crew changed the selected heading to the left in a will to help the airplane capturing the LOC.

The scenario could be fairly reproduced in a simulator and validates that the AFCS performed accordingly to its design.

The LOC course was properly selected by the crew about 2 minutes later, at 10:08:28, which allowed the second approach to be successfully performed.

4.2.2. Autopilot disengagements

The FDR recorded parameters in relation with the autopilot are mainly the engagement status (APE) and the autopilot off warning (APOFFW). The autopilot was engaged and disengaged several times but the APOFFW never triggered, which tends to show that the disengagements occurred upon crew's requests. When the autopilot is manually disconnected, the "AP DISENGAGED" message is displayed (steady) in amber on the ADU and the RESET pushbutton illuminates. If it disengaged automatically, the message is flashing.

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident.: FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure Factual analysis **Department : DT/F**
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

The sequence was as follows:

1. 09:49:46 - AP engaged (climb out)
2. 09:57:26 - AP disengaged
3. 09:58:22 - AP engaged
4. 10:07:45 - AP disengaged
5. 10:15:13 - AP engaged
6. 10:25:55 - AP disengaged (landing)

Item number 2 is consistent with the application of the "aileron mistrim" ADU message procedure (see also 3.4.4.2). The recorded data showed that the crew consistently modified the aileron trim (from -0.5 to -0.8°) at 09:58:16 and the rudder trim (from -10 to -16° between 09:57:56 and 09:58:18) before re-engaging the AP.

This AP disconnection is also consistent with a manual disconnection to regain airspeed, as discussed in the CVR between the two crew members. The AP was maintaining 6000 ft AMSL but the IAS was decreasing (138 kt at AP disconnection). One of the pilots apparently pushed on the control column to lose altitude and regain speed (140 ft lost and 10 kt gained). Then they changed the power management selection to MCT, which as a consequence increased the torque of the remaining engine from about 81 to 88%. This allowed the airplane to climb again to 6000 ft AMSL and then maintain about 160 kt. The autopilot re-engagement (item number 3) occurred when the altitude reached 6000 ft AMSL.

The item number 4 occurs while an EGPWS warning is sounding ("terrain ahead pull up") and concurs with a sudden right wing down control wheel movement. The terrain (about 1900 ft high) is located approximately in the airplane's 11 o'clock. Moreover, upon the triggering of the warning, the crew had increased the selected heading to 75°. Hence, this action is consistent with a will to expedite the right turn, initially commanded through the AP, to avoid the terrain.

Note: the terrain data was automatically displayed on the EHSI when the warning triggered, even if not previously selected by the crew.

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
 GPWS warnings after engine failure
 Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

5. CONCLUSIONS

The ATR 72-212A MSN 642 was operating flight GE515 when it suffered engine #1 failure during climbout. The crew elected to turn back to the airfield. During the approach to capture the ILS for runway 10, the ILS course was not set accordingly and the ILS mode was armed late, for which reasons the autopilot did not capture the localizer. The crew performed heading changes towards high terrain and an EGPWS warning sounded. The ATC cancelled the approach clearance and the crew initiated a missed approach procedure. During this missed approach procedure, the airplane flew towards a high terrain area north of the airfield. The airspeed decreased and several stall warnings and EGPWS alerts were triggered during about one minute and a half. The crew escaped the high terrain and performed a second approach during which the ILS was captured and followed down to an uneventful landing.

The analysis showed that the autopilot performed its functions properly and that, for unknown reasons at this stage, the engine #2 was unable to respond when the torque objective rose to 100%.

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident.: FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

APPENDICES

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

APPENDIX 1: Glossary

ABBREVIATION	DEFINITION
AP	Auto pilot
ATC	Air traffic control
DFDR	Digital flight data recorder
FCOM	Flight crew operating manual
GMT	Greenwich mean time
IAS	Indicated air speed
QFU	Magnetic heading of the runway at landing
PLA	Power lever angle
QRH	Quick reference handbook
TQ	Torque
Vapp	Final approach speed
VmHB	High bank minimum speed

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

APPENDIX 2: List of plotted parameters

DFDR : main parameters			
Parameter name	Short description	Unit	Sign convention
AILL	Left aileron position	deg	>0: trailing edge down
AILR	Right aileron position	deg	>0: trailing edge down
ALT	Standard pressure altitude	ft	
APE	Auto pilot status		3: engaged 0: disengaged
CCF1	Capt control column pitch force >10 daN		3: no effort 2: pitch up effort 1: pitch down effort
CCF2	F/O control column pitch force >10 daN		3: no effort 2: pitch up effort 1: pitch down effort
CTAS	Computed true airspeed	deg	>0: trailing edge down
ELVL	Left elevator position	deg	>0: trailing edge down
ELVT	Elevator trim position	deg	>0: nose down trim
FLAP	Flaps position	deg	
IAS	Indicated air speed	kt	
LAOA1B	Left local angle of attack	deg	
LAOA2B	Right local angle of attack	deg	
LATG	Lateral acceleration	g	>0: right side slip
LONG	Longitudinal acceleration	g	<0: acceleration
MHDG	Magnetic heading	deg	
NH1	Left engine high pressure stage rotation speed	%	
NH2	Right engine high pressure stage rotation speed	%	
NL1	Left engine low pressure stage rotation speed	%	
NL2	Right engine low pressure stage rotation speed	%	
NP1	Left propeller speed	%	
NP2	Right propeller speed	%	
PTCH	Pitch angle	deg	>0: nose up
PLA1	Left power lever angle	deg	
PLA2	Right power lever angle	deg	
RALT	Radio height from radio altimeter	ft	
ROLL	Roll angle	deg	>0: right wing down
RUDD	Rudder position	deg	>0: trailing edge left
SALT	Selected altitude (altitude target)	ft	
SIAS	Selected IAS (IAS target)	ft	
TQ1	Left torque	%	
TQ2	Right torque	%	
TQO1	Left torque objective	%	
TQO2	Right torque objective	%	
VRTG	Vertical acceleration (Body axis)	g	>0: up

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

**Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis**

**Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01**

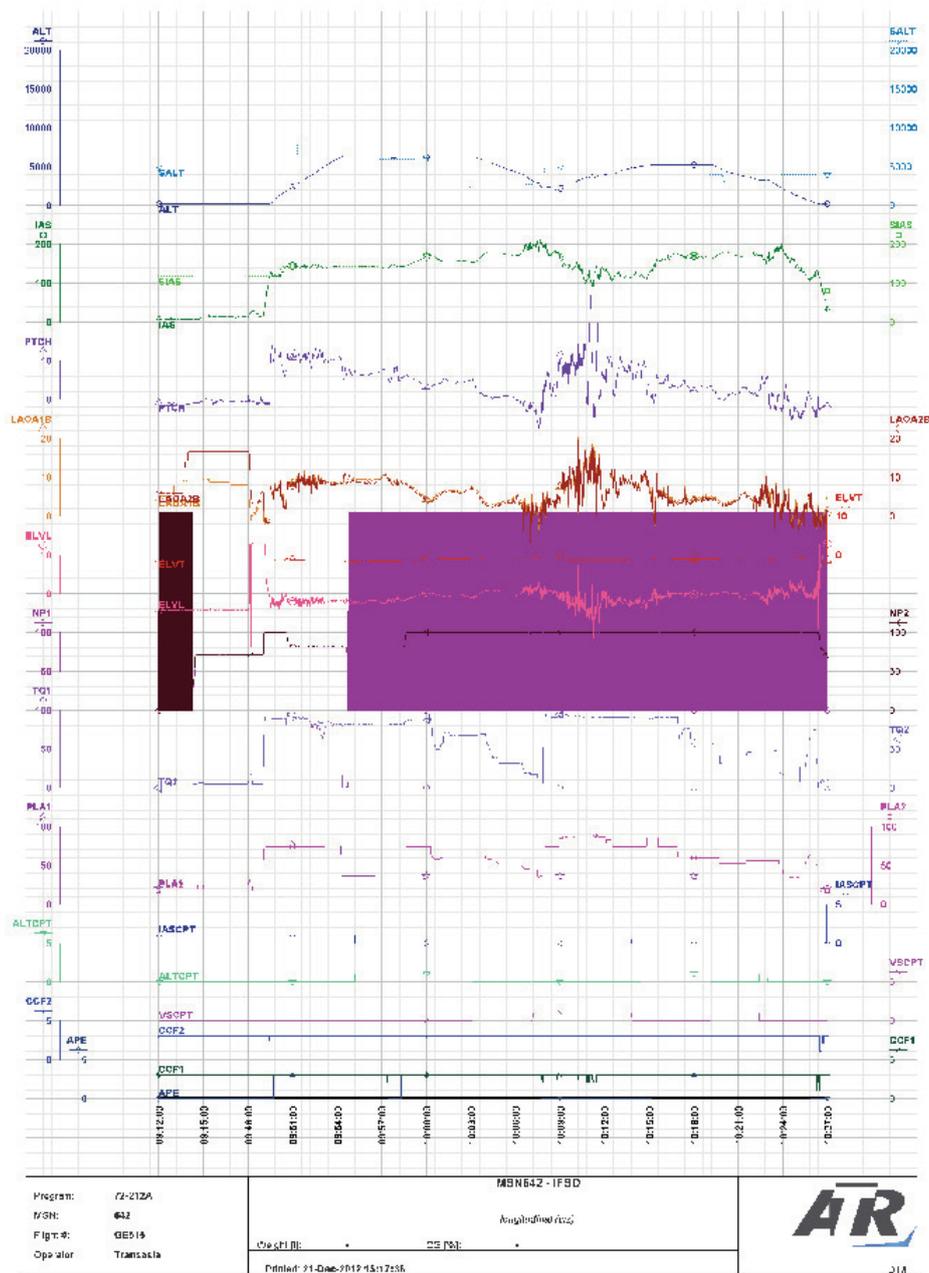
APPENDIX 3: Flight data plots

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01



ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01



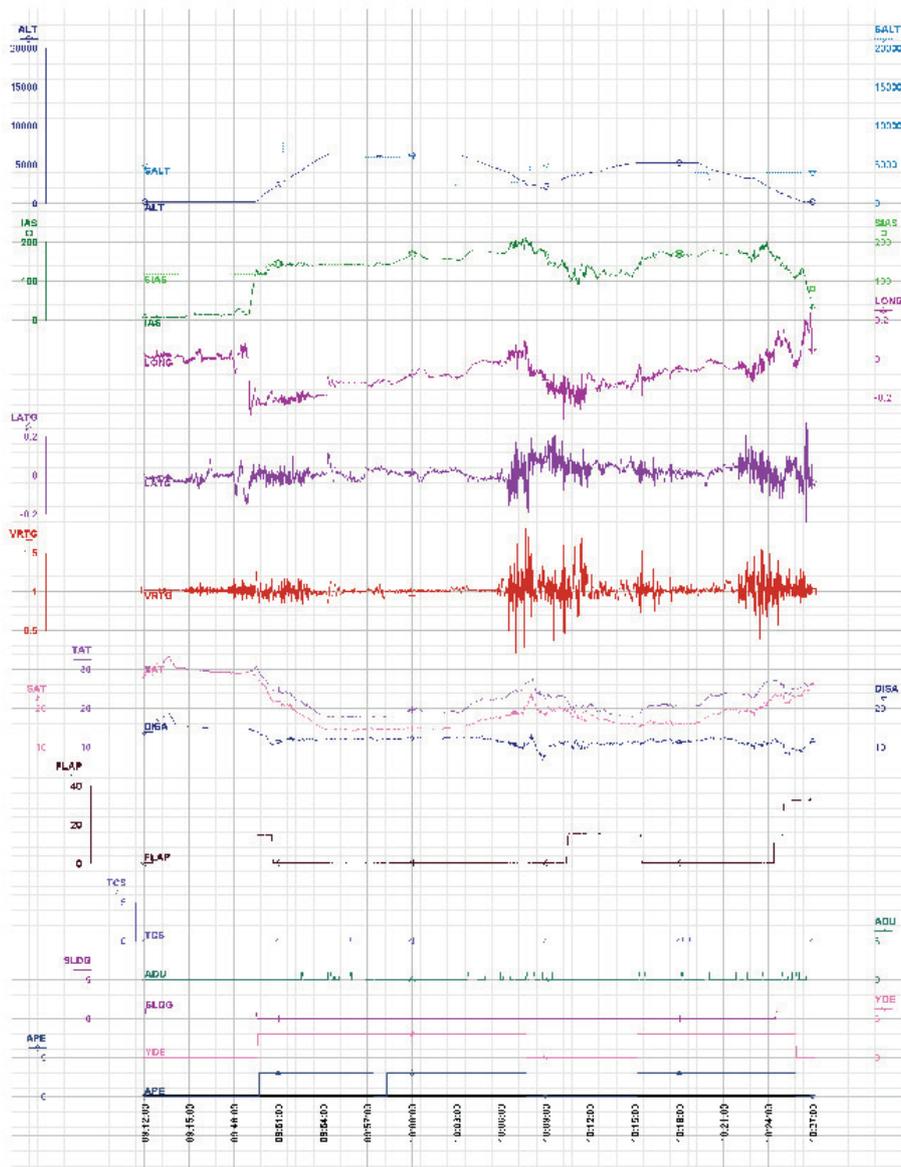
Program: /Z-212A		MSN642 - IFSD		 D.L.I.
MSG#: 042		Asterisk (oct)		
Flight #: GE914				
Operator: Transavia		Weight: * CG: * Revised: 24-Dec-2019 15:17:44		

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01



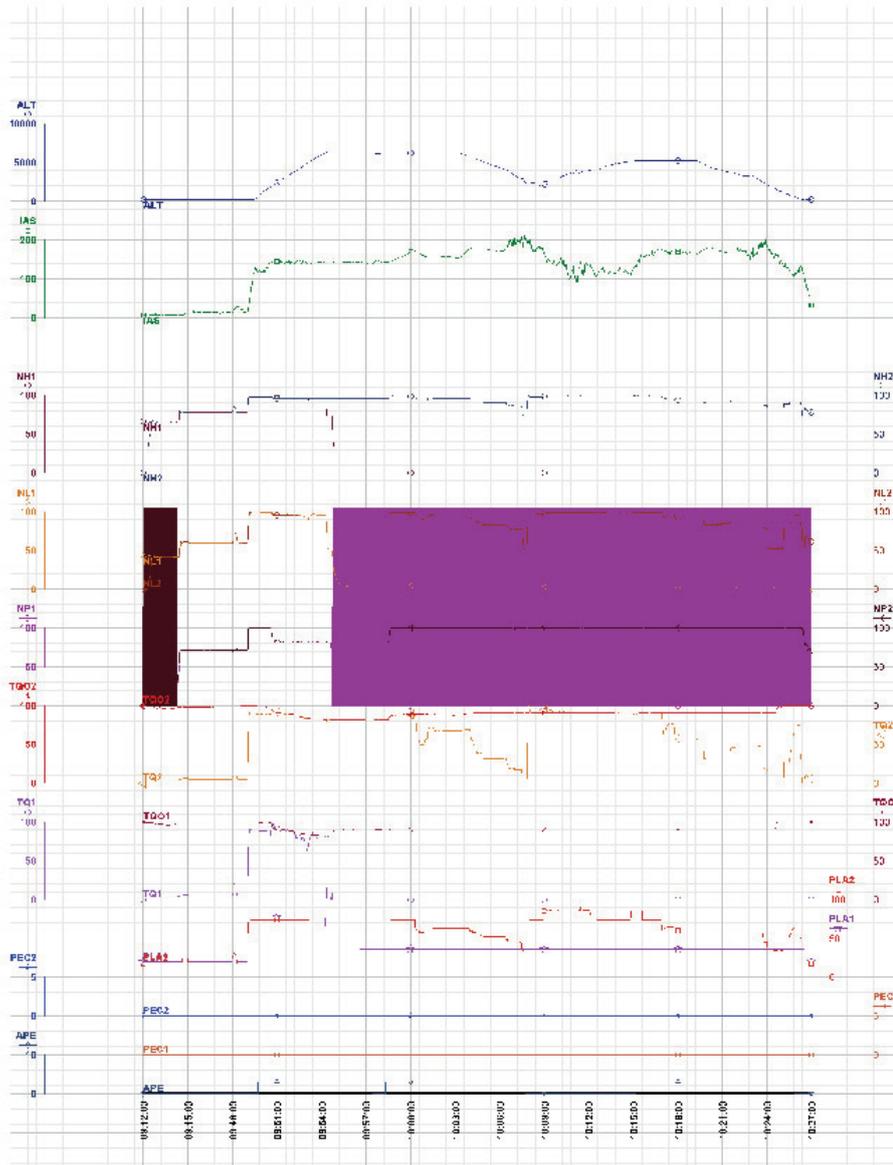
Program: 72-212A		MSN642 - IFSD		
MSN: 642		Configuration (72)		
Flight #: 08519		Operator: Transavia		
Operator: Transavia		Printed: 21-Dec-2012 15:17:46		314

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01



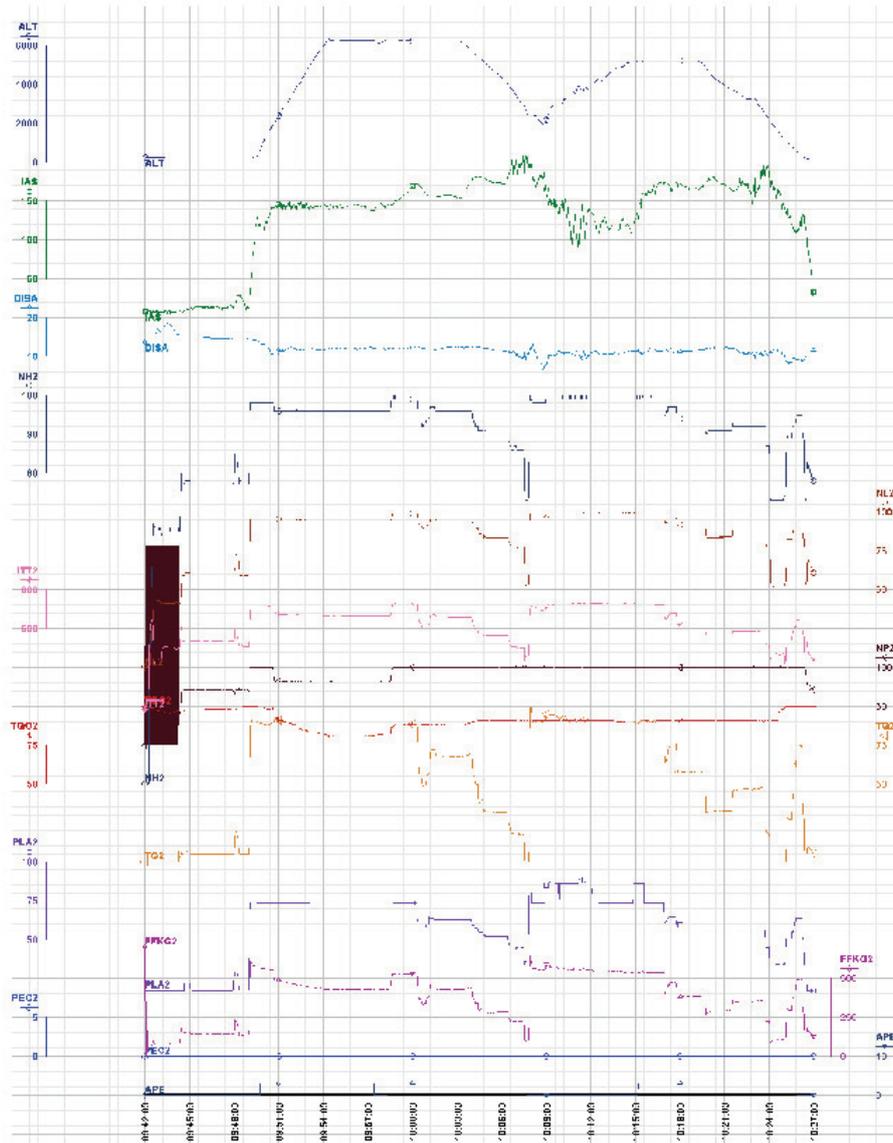
Program:	72-212A	MSN642 - IFSD		
T/SN:	642	engine (L/R)		
Flight #:	GE114	Case ID:	DEFS:	
Operator:	Transasia	Printed: 21-Dec-2012 15:17:50		2/4

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01



Program: /Z-212A
MSN: 642
Flight #: QES14
Operator: Transavia

MSN642 - IFSD
engine 1 out

Weight: * CG: *
Printed: 20-Dec-2007 15:17:53

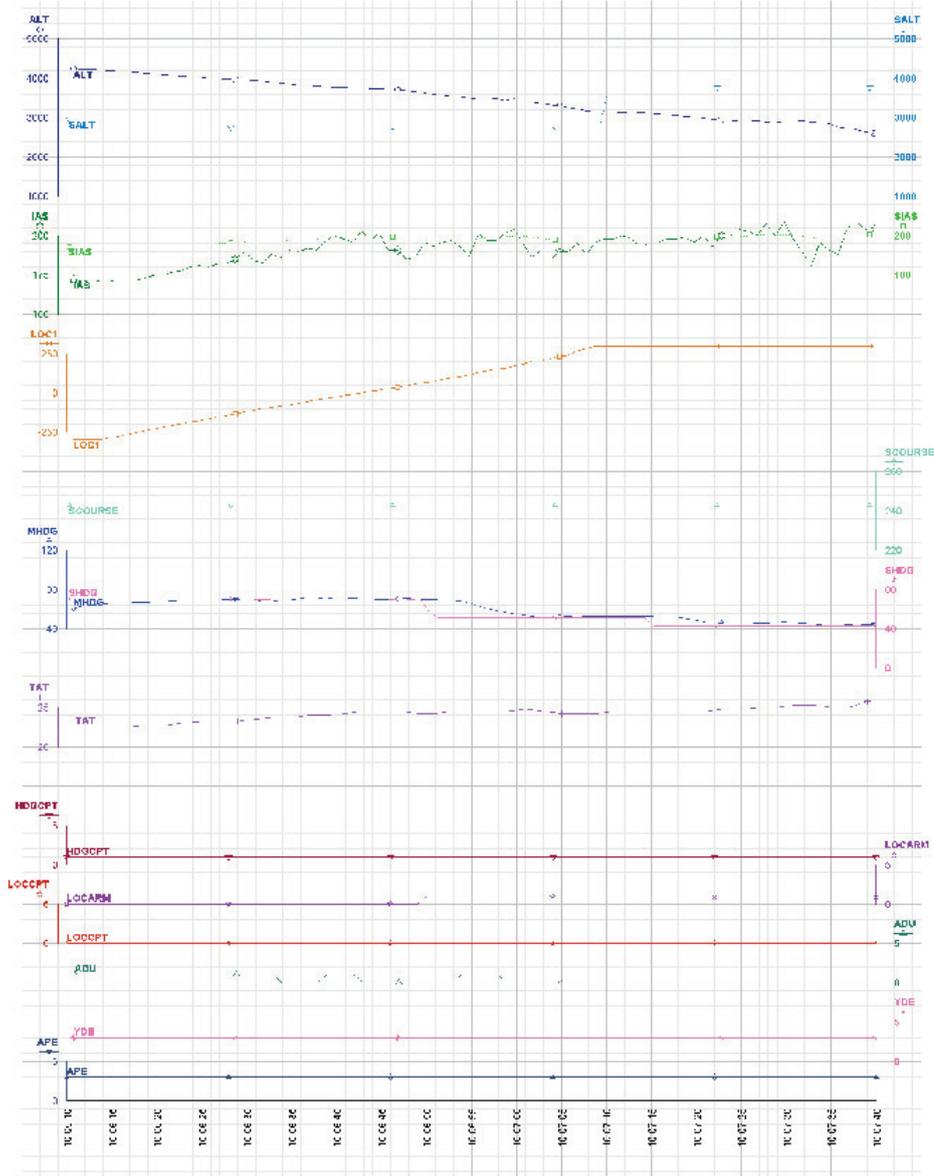


ATR Technical Directorate Technical Note

Ident.: FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title: MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department: DT/F
Reference: DT/F-88/13
Issue: 01



Program: 73-212A
MSN: 642
Flight #: GEX1
Operator: Transasia

MSN642 - IFSO

Location capture after approach.

Weight [L]: - CG [PS]: -

Printed: 08-Jan-2013 11:23:43



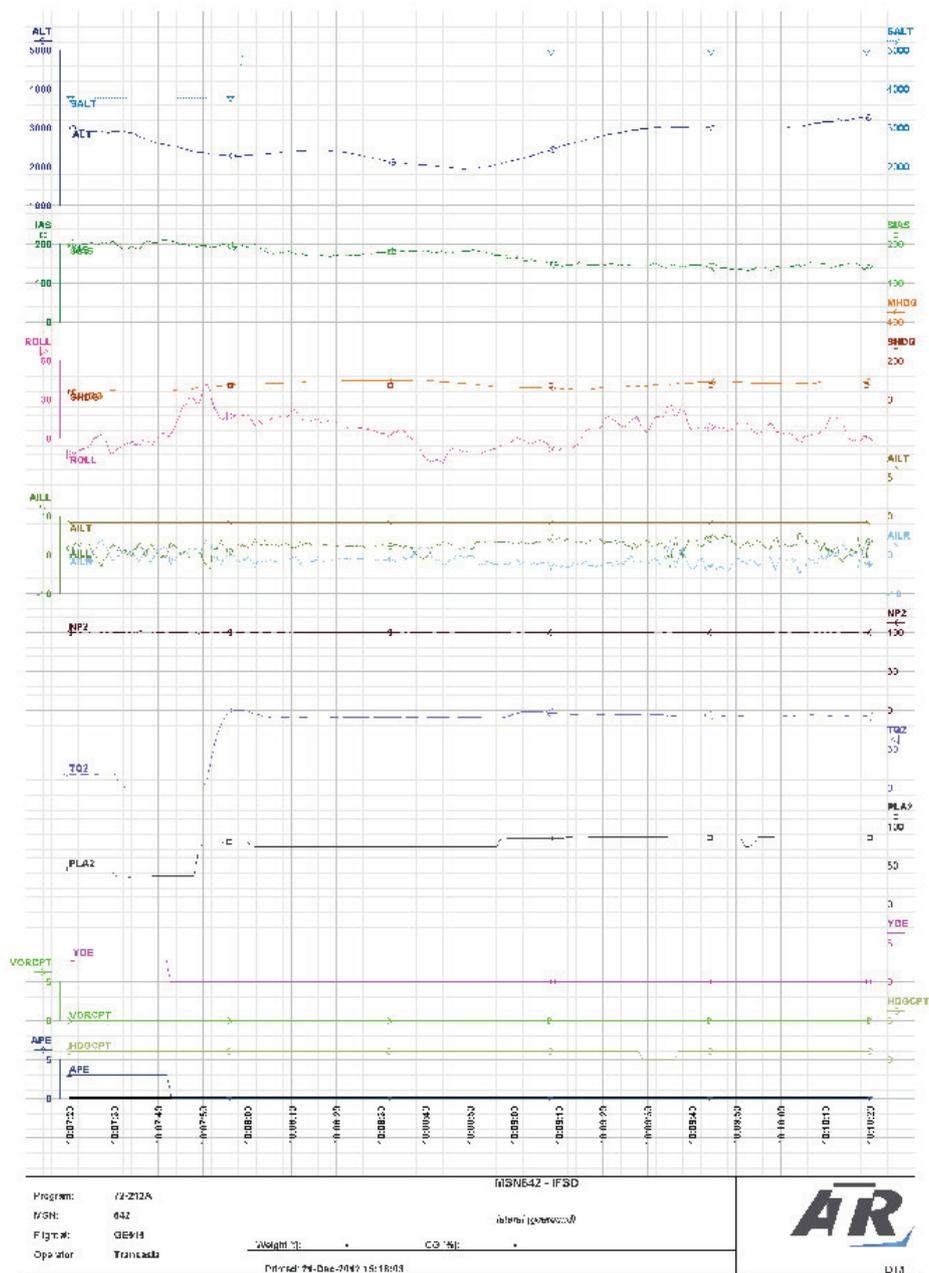
JLJ

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

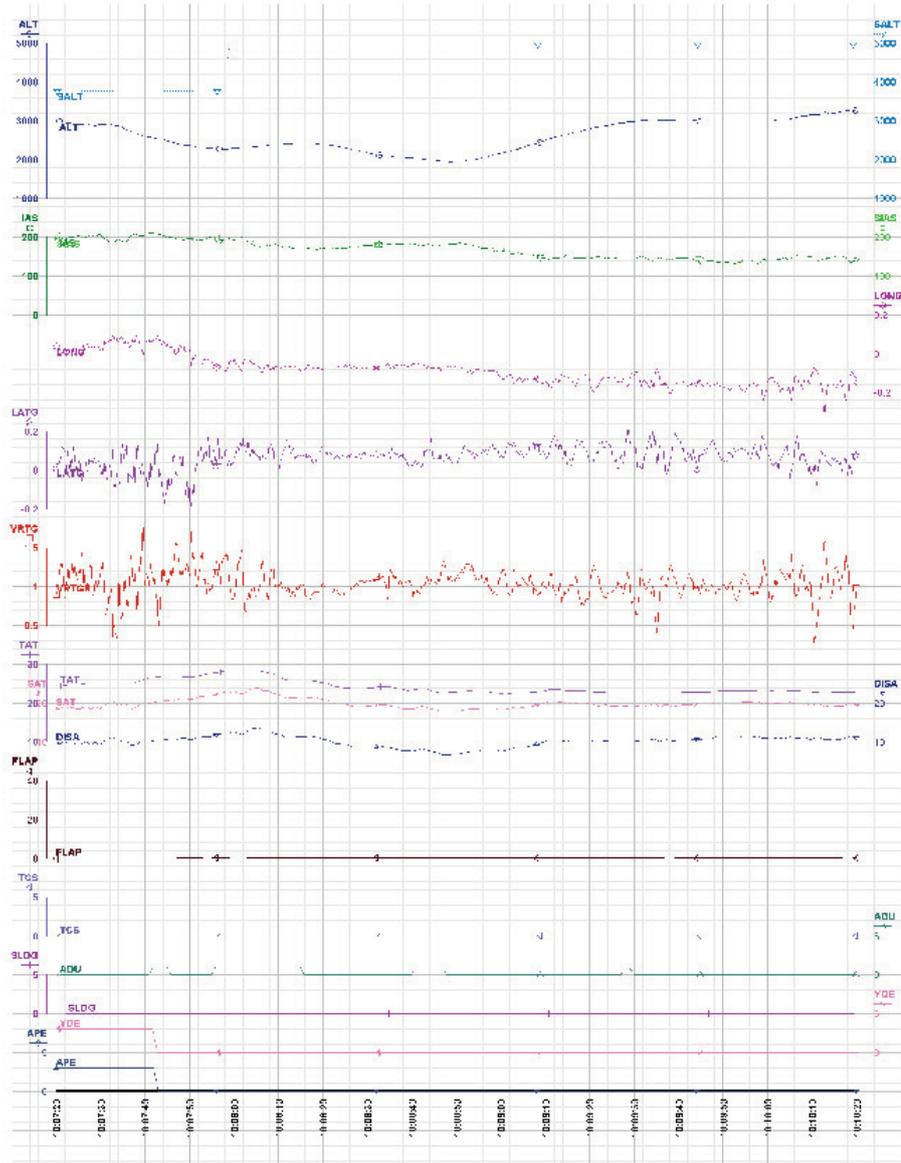


ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01



Program: 12-212A		MSN642 - IFSD	
TCN: 642		configuration (ground)	
Flight #: 08918		Weight: *	CO: *
Operator: TransAsia		Printed: 24-Dec-2009 15:18:08	

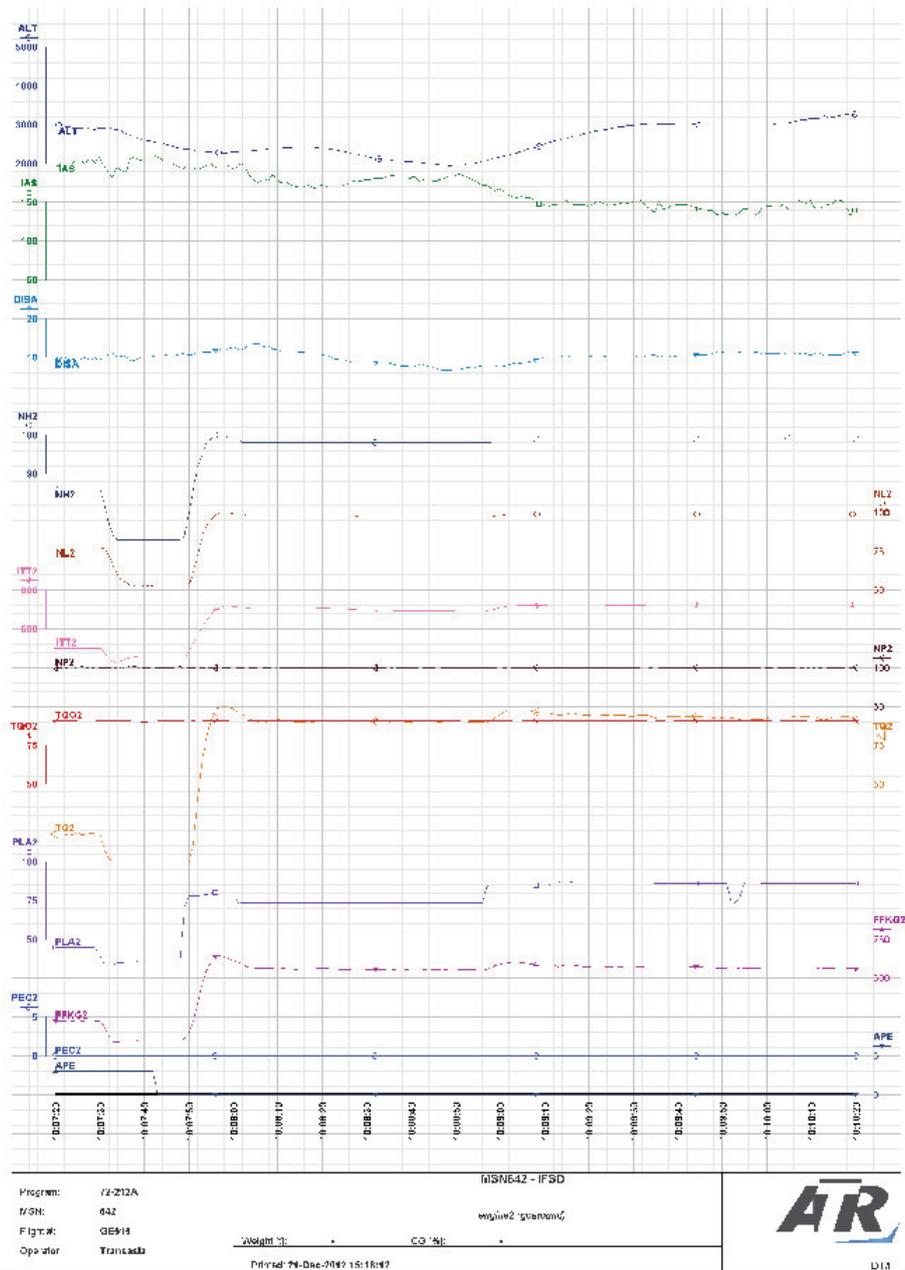


ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01

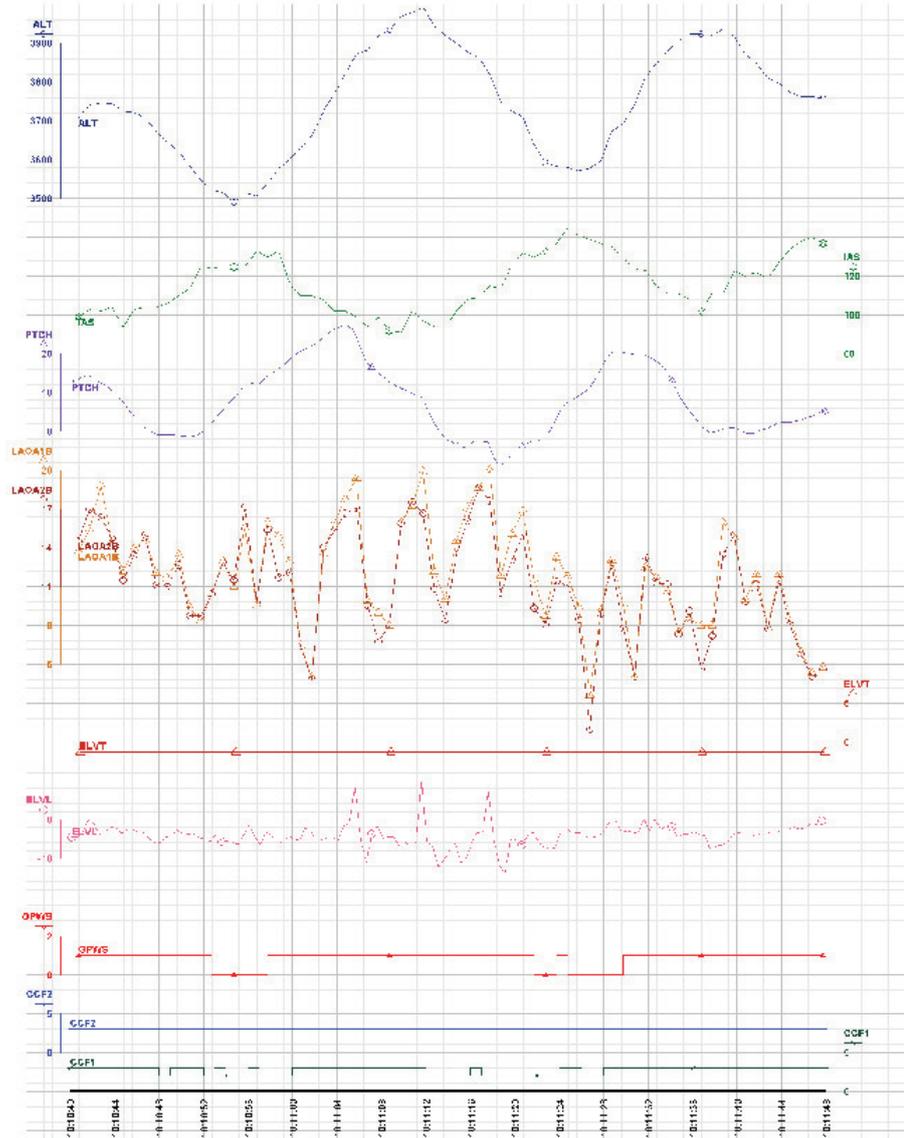


ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN - A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01



MSN642 - IFSD
 Program: /2-212A
 MSG#: 642
 Flight #: 08914
 Operator: Transavia
 Weight: * CG %: *
 Printed 24-Dec-2009 15:18:46



D11

ATR Technical Directorate Technical Note

Ident. : FOR-1-D-73-00-EN – A.4

Title : MSN642 - Unstabilized approach, stall and
GPWS warnings after engine failure
Factual analysis

Department : DT/F
Reference : DT/F-88/13
Issue : 01



Program: 72-212A		MSN642 - IFSD		
F/SN: 642		642001		
Flight #: 05515		Case Title: * CS (S): *		
Operator: Transavia		Printed: 21-Dec-2012 15:18:29		

本頁空白

附錄八 交通部民用航空局陳述意見資料

頁數/章節/段落/行數	調查報告草案內容	建議修正	理由
94/2.3.4/2/2-3	<p>航空器天氣避讓服務</p> <p>民航局飛航服務總臺於民國 100 年 6 月 30 日開始使用 ATMS，惟其天氣回波顯示功能易造成系統不穩定，故飛航服務總臺自啓用該系統時便要求管制員暫時停止使用此功能。</p>	<p>民航局飛航服務總臺於民國 100 年 6 月 30 日開始使用 ATMS，<u>雖系統可接收及顯示航管雷達偵測之 2D 雲圖，但管制員並無法得知該降水區域可能影響之空層資訊，據此前揭 2D 雲圖僅為參考用途，而非提供天氣避讓服務之依據；且現況之惟其天氣回波顯示功能易造成系統不穩定，故飛航服務總臺自啓用該系統時便要求管制員暫時停止使用此功能。</u></p>	<p>即便啓用回波資料，航管雷達僅能顯示 <u>2D</u> 圖示，為參考用途，若據以提供航機，恐反造成更大危害，鑑於一般機載氣象雷達偵測危害天氣的能力較航管雷達為佳，為提供良好之飛航服務，管制員仍應以駕駛員報告之天氣資訊為提供航空器天氣避讓協助之參考。</p> <p>另遽然開啓回波資料，亦恐造成系統主機運算負荷，在與承商研議適切解決之道前，仍先暫緩該資料顯示。</p>
99/3.2/15 (第 15 項)	<p>與風險有關之發現</p> <p>近場臺管制員第一次引導 GE515 攔截最後進場航道時，該機一直高於下滑道。(1.11.2 , 2.3.1.1)</p>	<p>建請移除本項</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. 依據航管錄音抄件，1803:14 時近場臺管制員指示 GE515 下降保持 3000 呎，該高度係為到場航機準備進場攔截下滑道的合宜高度，1806:17 時近場臺管制員繼續頒發下降保持 2800 呎直到攔上最後進場航道之進場許可予 GE515。 2. 管制員引導該機至最後進場航道時，本即考量以島下航機之速度/高度、風向風速等狀況使頒發相關指示，本階段航管均頒發符合下滑道高度之下降高度許可。 3. 重點係引導到場航空器攔截最後進場航道，「頒發進場許可時航空器之空層不高於下滑道。」管制員確頒發符合下滑道高度之下降高度許

頁數/章節/ 段落/行數	調查報告草案內容	建議修正	理由
			可，高於下滑道之具體操作則係駕駛員所為。
103/4.1.2/3/1	致民航局 督導飛航服務總臺 確遵「飛航管理程序」使用標準術語。	建請移除本項	<p>本項與本案無關，且依據 ICAO Doc.4444 Chapter 12 PHRASEOLOGIES 章節條文：They are not intended to be exhaustive, and when circumstances differ, pilots, ATS personnel and other ground personnel will be expected to use plain language, which should be as clear and concise as possible, to the level specified in the ICAO language proficiency requirements contained in Annex 1 — <i>Personnel Licensing</i>, in order to avoid possible confusion by those persons using a language other than one of their national languages.</p> <p>本案在未能被駕駛員明確告知航機狀況時，管制員以觀察之情境即時、多次且明確要求航機爬高離開地障，確已符合上述 ICAO 術語溝通之精神，另要求使用標準術語本係航管組/總臺日常例行督導項目，由航管組/總臺自行辦理。</p>
103/4.1.2/4/1-2	致民航局 督導飛航服務總臺 儘速解決天氣回波 顯示功能與 ATMS 的整合問題，以利 管制員提供相關航 管服務。	建請移除本項	本項與本案無關，由航管組/總臺自行辦理。

附錄九 復興航空公司陳述意見資料

頁數	章節	原報告內容	修正報告內容	修正原因
99	3.2.7	未能攔上松山 ILS10 進場航道及未能保持航管許可高度 2800 呎，引起後續 EGPWS 之警示及警告。	未能攔上松山 ILS10 進場航道，未能保持航管許可高度 2800 呎及 <u>遭遇中度至接近嚴重亂流</u> 引起後續 EGPWS 之警示及警告。	反應當時實際天氣狀況。
99	3.2.13	飛航組員於發現發動機有問題時，未先作適當處置即匆忙要求回航；未依照優先順序排定工作負荷原則；未能預想及迅速應變。	飛航組員於發現發動機有問題時， <u>先執行發動機減火程序後才要求返航；PF 操控航機並請 PM 作程序及 PA 之工作；因桃園機場附近已有雷雨狀況，決定採取返降松山本場落地。</u>	事實陳述：有先執行發動機減火程序後才要求返航；PF 操控航機並請 PM 作程序及 PA 之工作；因桃園機場附近已有雷雨狀況，決定採取返降松山本場落地。
99	3.2.14	事故航班飛航組員部份標準呼叫未執行。	事故航班飛航組員部份標準呼叫 <u>未完全</u> 執行。	飛航組員有執行，但因情況緊急故未完全執行，調整文字形容當時狀況。

國家圖書館出版品預行編目 (CIP) 資料

飛航事故調查報告：中華民國 101 年 5 月 2 日，復興航空公司 GE515 班機，ATR-72 型機，國籍標誌及登記號碼 B-22810 於爬升過程中發生左發動機火警 / 行政院飛航安全委員會編著。-- 初版。-- 新北市：飛安委員會，民 101.01

面；公分

ISBN 978-986-03-1644-5 (平裝)

1. 航空事故 2. 飛行安全

557.909

101001296

飛航事故調查報告

飛航事故調查報告：中華民國 101 年 5 月 2 日，復興航空公司 GE515 班機，ATR-72 型機，國籍標誌及登記號碼 B-22810 於爬升過程中發生左發動機火警

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 101 年 8 月 (初版)

經銷處：國家書店：台北市松江路 209 號 1 樓

五南文化廣場：台中市中山路 6 號

GPN：1010100203

ISBN：978-986-03-1644-5

定價：新台幣 900 元

*本會保留所有權利。未經本會同意或授權不得翻印。