



飛航安全調查委員會

航空器飛航事故

事實資料報告

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

於松山機場起飛後 1 號發動機火警

報告編號：ASC-AFR-12-09-001

報告日期：民國 101 年 9 月

目錄

目錄	i
表目錄	iv
圖目錄	v
英文縮寫對照簡表	vii
第 1 章 事實資料	1
1.1 飛航經過	1
1.2 人員傷害	8
1.3 航空器損害	8
1.4 其他損害情況	8
1.5 人員資料	9
1.5.1 駕駛員經歷	9
1.5.2 駕駛員事故前 72 小時活動	11
1.6 航空器資料	11
1.6.1 航空器基本資料	11
1.6.2 載重與平衡	12
1.6.3 發動機資料	13
1.6.4 維修相關資訊	14
1.6.4.1. 維修資訊	14
1.6.4.2. 事故發動機維修經歷	15
1.6.4.3. 復興發動機維修	15
1.7 天氣資料	17
1.7.1 天氣概述	17
1.7.2 地面天氣觀測	19
1.7.3 低空風切警訊	20
1.8 助、導航設施	21
1.9 通信	23
1.10 場站資料	23

1.11	飛航紀錄器	23
1.11.1	座艙語音紀錄器	23
1.11.1.1	CVR語音之警告聲響	24
1.11.2	飛航資料紀錄器	29
1.12	航空器殘骸與撞擊資料	35
1.13	醫療與病理	35
1.14	火災	35
1.14.1	火損狀況	35
1.14.1.1	滲油疏放管路	38
1.14.1.2	滑油管損壞	39
1.15	生還因素	40
1.16	測試與研究	40
1.16.1	發動機拆解及動力渦輪葉片實驗室檢查	41
1.16.2	燃油控制器調校	42
1.16.3	EGPWS觀察	42
1.16.4	駕駛盤角度量測	43
1.17	組織與管理	44
1.18	其他資料	44
1.18.1	P&WC 發動機第 1 級動力渦輪葉片縮孔缺陷	44
1.18.2	發動機油門角度與扭矩輸出之關係	46
1.18.3	增強型近地警告系統	48
1.18.4	失速警告系統	49
1.18.5	事故後飛航組員再派遣	50
1.18.6	已完成之飛安改善措施	52
1.18.7	訪談資料	54
1.18.7.1	正駕駛員訪談摘要	54
1.18.7.2	副駕駛員訪談摘要	57
1.18.7.3	簽派員訪談摘要	59
1.18.7.4	聯管中心主管訪談摘要	60
1.18.7.5	航務主管訪談摘要	61

1.18.7.6.	民航局查核員訪談摘要	62
1.18.7.7.	臺北近場管制塔臺管制員訪談摘要.....	64
1.18.7.8.	臺北近場管制塔臺督導席訪談摘要.....	66
1.18.7.9.	松山機場管制臺管制員訪談摘要	67
1.18.7.10.	松山機場管制臺班務督導訪談摘要	67
1.18.8	飛航管制相關事件	68
1.18.9	飛航操作相關資料	72
附錄 1	SB 21766 R3	74
附錄 2	FDR「ADU Causion」參數顯示「active」之時間列表	88
附錄 3	發動機拆檢及金相分析測試報告	89
附錄 4	飛航操作相關手冊資料.....	115
附錄 5	附件清單.....	126

表目錄

表 1.1-1 與事故相關時間表	6
表 1.5-1 飛航組員基本資料表	9
表 1.6-1 航空器基本資料	12
表 1.6-2 載重平衡表	13
表 1.6-3 發動機基本資料	13
表 1.11-1 座艙語音紀錄器警告/警示聲響時間表	25
表 1.11-2 與失速警告聲響相關時間表	28
表 1.14-1 管路名稱及油品種類	39
表 1.18-1 第 1 級動力渦輪葉片失效事故統計	44
表 1.18-2 不同飛機外型致動主失速警告之對應攻角	50
表 1.18-3 不同飛機外型致動輔助失速警告之對應攻角	50
表 1.18-2 飛航管制相關時間表	68

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	14
圖 1.6-2 2 號發動機測試資料	16
圖 1.6-3 2 號發動機ECTM監控資料	17
圖 1.7-1 1800 時之紅外線衛星雲圖	18
圖 1.7-2 1805 時桃園機場都卜勒氣象雷達回波圖	19
圖 1.8-1 1808:45 時之近場臺ASD局部截圖	22
圖 1.11-1 事故階段相關飛航參數	32
圖 1.11-2 EGPWS作動期間相關飛航參數	33
圖 1.11-3 EGPWS作動期間航跡地形套疊圖	34
圖 1.14-1 機翼下箱型結構整流罩火燒痕跡及吊架遭受熱損	36
圖 1.14-2 發動機減震基座、排氣尾管及噴流管遭受熱損	36
圖 1.14-3 機翼下箱型結構、整流罩遭受熱損	36
圖 1.14-4 進氣口後段底部整流罩結構火損	37
圖 1.14-5 發動機漏放歧管火損狀況	37

圖 1.14-6 2 號發動機之滲油疏放、回油管路	38
圖 1.14-7 6,7 號軸承滑油回油管斷裂口	39
圖 1.14-8 6,7 號軸承通氣管斷裂.....	40
圖 1.14-9 滑油散佈痕跡	40
圖 1.16-1 燃油控制器調校插孔位置圖	42
圖 1.16-2 EHSI之EGPWS地形顯示.....	43
圖 1.18-1 動力系統控制鋼纜連接示意圖	47
圖 1.18-2 駕駛艙油門手柄位置與HMU油門連桿角度關係圖.....	47
圖 1.18-3 駕駛艙油門手柄位置與扭矩關係圖.....	47
圖 1.18-4 駕駛艙EGPWS相關開關	48
圖 1.18-5 EGPWS之地障警示功能示意圖	49
圖 1.18-6 AFM第 4-02 頁內容	53
圖 1.18-7 航務手冊第 3.8 節內容摘錄.....	53
圖 1.18-7 FCOM第 2.04.01 節組員職責分工內容摘錄	54
圖 1.18-8 飛航管制歷程圖	71

英文縮寫對照簡表

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
CAP	Crew Alerting Panel	組員警告面板
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
ECTM	Engine Condition Trend Monitoring	發動機狀況趨勢監控
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
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
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
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
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
Wf	Fuel Flow	燃油流率

第 1 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 跑道起飛離地，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 1,854 呎²，駕駛艙主警告（Master Warning）致動，並於 6 秒後停止。依訪談紀錄及座艙語音紀錄器（Cockpit Voice Recorder，以下簡稱CVR）抄件：飛航組員當時懷疑是「Flight Control」之問題，儀表亦無異常顯示。

1753:28 時，該機爬升通過高度 4,971 呎，駕駛艙主警告再次致動，並斷續出現至 1755:06 時、高度 6,265 呎停止。依訪談記錄及 CVR抄件，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，越晃越低且低油壓警告燈反覆閃亮，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）已下降至兩百多度³，不久後「ENG 1 FIRE」警告燈亦亮起。

正駕駛員於駕駛艙主警告再次致動及警告燈反覆閃亮後接手擔任 PF，將左發動機油門手柄收至 Flight Idle 位置，並請副駕駛員向

¹ 除非特別註記，本報告所列之時間皆為臺北時間（UTC+8 小時）。

² 除非特別註記，本報告所列之高度皆為氣壓高度（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。

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 ILS (Instrument Landing System, 儀器降落系統) 進場。飛航組員接獲返航許可後，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。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」；1807:14 時，正駕駛員將自動駕駛之進場模式 (APP Mode) 備動 (Armed)，直至 1809:53 時該機始攔截到 (Capture) 松山機場左右定位台訊號；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，臺北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。

本次事故事件摘要如表 1.1-1，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。

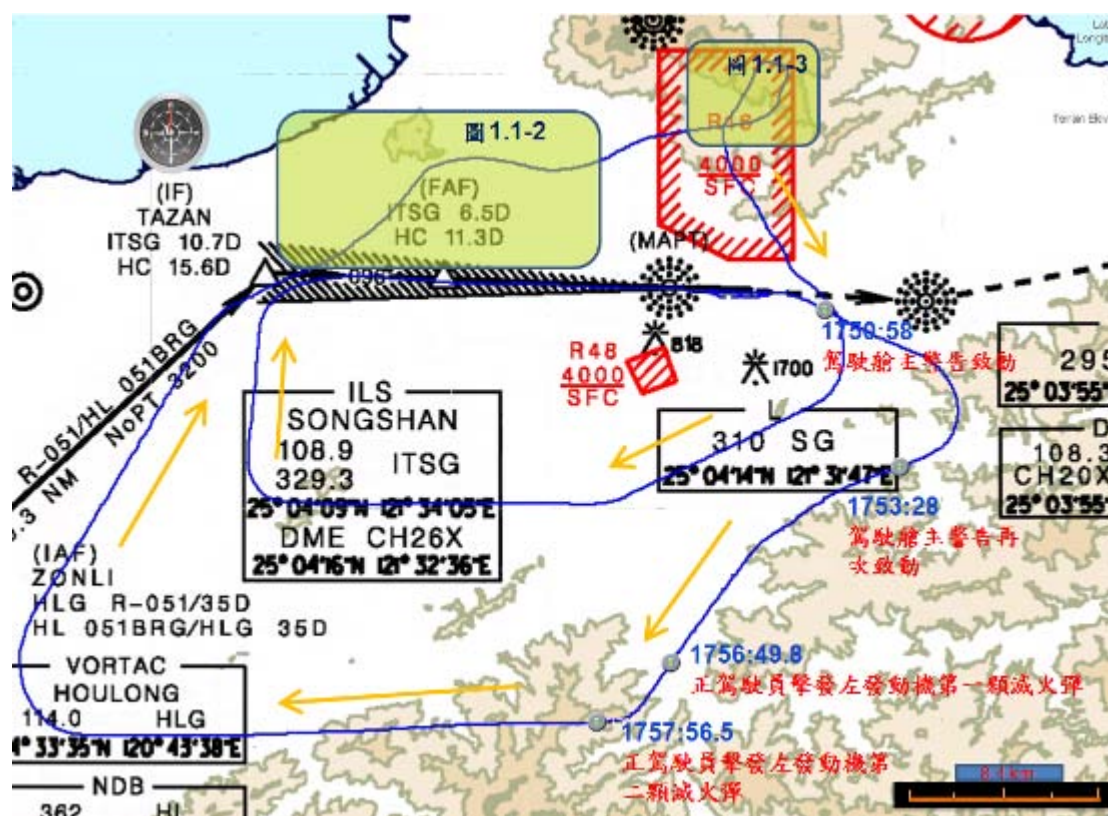
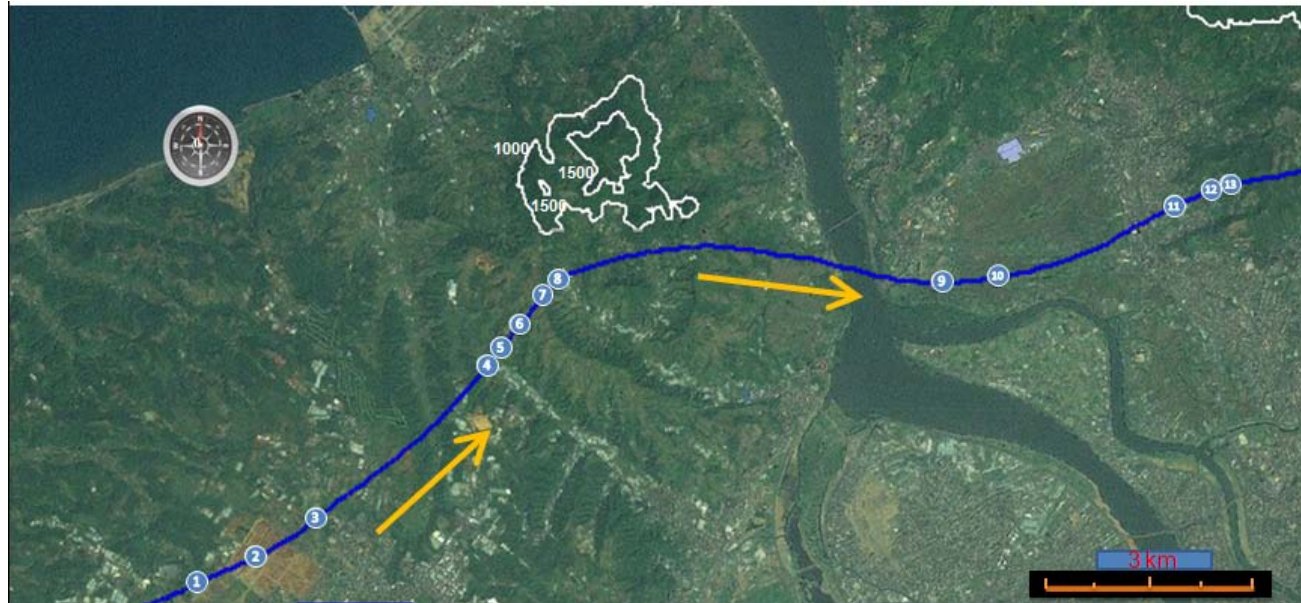
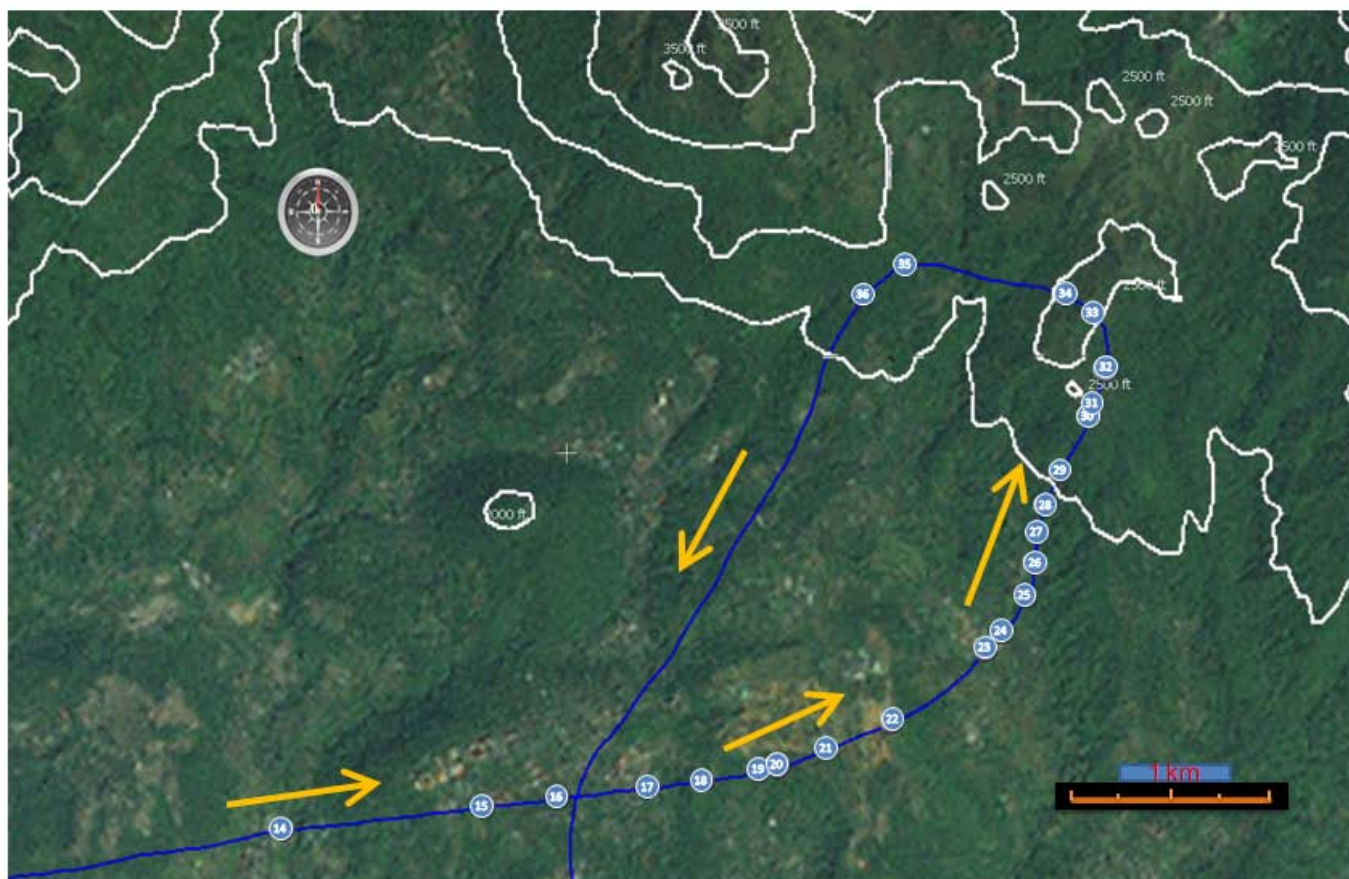


圖 1.1-1 飛航軌跡圖



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哩/時)	26	1811:22	該機開始右轉 (高度3,540呎、空速130哩/時)
15	1810:37.1	失速警告 (高度3,249呎、空速148哩/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哩/時)
16	1810:41.9	失速警告 (高度3,273呎、空速145哩/時)	28	1811:26	該機開始左轉 (高度3,661呎、空速110哩/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哩/時)	29	1811:28.5	失速警告 (高度3,771呎、空速102哩/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哩/時)	30	1811:34.3	失速警告 (高度3,969呎、空速91哩/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哩/時)	31	1811:35.2	失速警告 (高度3,980呎、空速102哩/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哩/時)	32	1811:40.3	失速警告 (高度3,878呎、空速108哩/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哩/時)	33	1811:46	EGPWS: 「terrain terrain pull up」 (高度3,638呎、空速130哩/時)
22	1811:06	失速警告 (高度3,741呎、空速103哩/時)	34	1811:49	EGPWS: 「terrain ahead pull up terrain ahead pull up」 (高度3,579呎、空速145哩/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哩/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哩/時)
24	1811:17	EGPWS: 「terrain ahead terrain ahead」 (高度3,521呎、空速124哩/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哩/時)
25	1811:19.7	失速警告 (高度3,514呎、空速125哩/時)			

圖 1.1-3 飛航軌跡圖

表 1.1-1 與事故相關時間表

時間	事件摘要	高度 (呎)	空速 (哩/時)
17 49:54	起飛離地	262	123
50:08	自動駕駛啟動	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	正駕駛員重新啟動自動駕駛	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 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」	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	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	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 (哩/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	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	2,335	192
08:29.4	臺北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

時間	事件摘要	高度 (呎)	空速 (哩/時)
18 11:26	該機開始左轉	3,661	110
11:28.5	失速警告致動	3,771	102
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	飛航組員重新啟動自動駕駛	5,242	127
23:12	飛航組員啟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

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 07 月 05 日 民國 104 年 07 月 04 日	ATR-72 F/O B757/B767 F/O 民國 99 年 08 月 19 日 民國 104 年 08 月 18 日
體 格 檢 查 種 類 終 止 日 期	甲類駕駛員 民國 101 年 07 月 31 日	甲類駕駛員 民國 101 年 07 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，最近 2 年之各類訓練及考驗無不正常紀錄。該型機對正駕駛員之精練訓練 (Proficient Training)、精練考驗 (Proficient Check) 課目內容含有：EGPWS exercise, steep turn, stall recovery, unusual attitude, in flight eng. fire, single eng. 相關操作 (含 go around, app. and landing) 等項目，航路考驗 (Line Check) 課目內容含有：bank control & turning 之項目，正駕駛員於近 2 年內對上述課目之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 03 月 05 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，最近 2 年之各類訓練及考驗無不正常紀錄。該型機對副駕駛員之精練訓練 (Proficient Training) 課目內容含有：EGPWS exercise, steep turn, stall recovery, unusual attitude, in flight eng. fire, single eng. 相關操作 (含 go around, app. and landing) 等項目，航路考驗 (Line Check) 課目內

容含有：bank control & turning 之項目，副駕駛員於近 2 年內對上述課目之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 01 月 05 日，體檢及格證限制欄內註記為：「Holder shall wear correcting glasses for near vision. 視力需戴眼鏡矯正」。

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 起床，0730 至公司上班，1750 下班返家，約 2200 就寢。
- 5 月 01 日： 本日執行松山-馬公-松山-金門-松山任務，早上約 0430 起床，0600 到達機場報到執行飛航任務，1230 完成任務返家，約 2230 就寢。
- 5 月 02 日： 早上 0600 起床，1120 至公司處理業務。1327 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 任務結束返回臺中家。
- 5 月 01 日： 休假在家。
- 5 月 02 日： 上午由臺中家出發，約 1100 到臺北，1330 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

表 1.6-2 為本班機之載重平衡表。

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

單位：磅

最大零油重量	44,092
實際零油重量	41,991
最大起飛總重	48,501
實際起飛總重	47,291
起飛油量	5,300
航行耗油量	1,281
最大落地總重	48,171
落地總重	46,010
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 15 日	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

⁵ MAC: Mean Aerodynamics Chord。

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）。

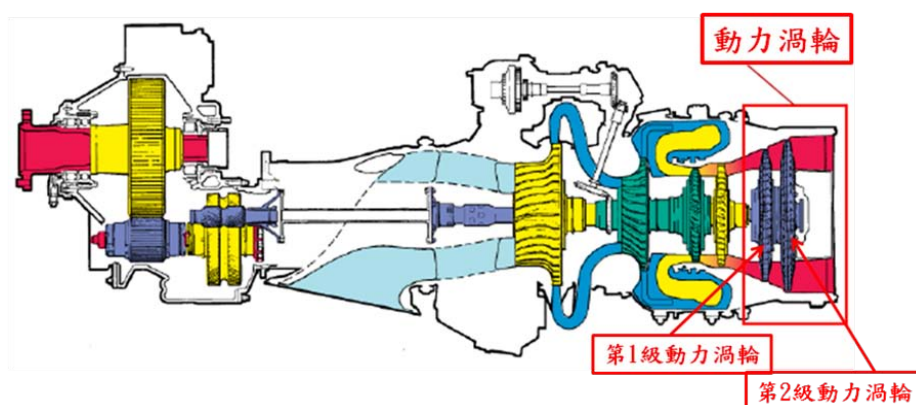


圖 1.6-1 發動機剖面圖

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啟動並減少操作負荷；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 10 日）至事故前（民國 101 年 5 月 02 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，1 號發動機於使用時數 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 1 號發動機翻修後使用時數為 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&WC 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 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 2 號發動機於油門手柄置於 NOTCH 位置時，扭矩輸出為 90%，ITT 為 689°C，Wf 為 1,200 磅/時。

REF NO. : 72.00.00-G										M/C ITEM NO.	
PW127F/127M (A772) ENGINE TEST RUN DATA										35	
* BASIC INFORMATION:										REVISION DATE : 17 JUN 2009	
IAW : AMM 720000-ERU-10030-008											
RUN-UP FORM		A/C REG. NO. :		MSN NO. :		ENG. NO.1 S/N :		TSN :		CSN :	
ATR72-212A		B-22810						TSO :		CSO :	
DATE : 07-05-2010		OAT (T2) : 25°C		ALT : 21FT		ENG. NO.2 S/N : 124576		TSN :		CSN :	
GMT :		WIND SPD :		LOC : TSA				TSO :		CSO :	
* RECORD LIST:											
		PROP.		MFCU		PCU		AFU		EEC	
ENG 1		ENG 2									
		B-22810									
		G1/FEATHER PEC, EEC ON BLEED OFF		G1/AUTO PEC, EEC ON BLEED OFF		F1/AUTO PEC, EEC ON BLEED OFF		R1/AUTO PEC, EEC ON BLEED OFF		R1/AUTO PEC, EEC ON BLEED OFF	
		ENG 1 ENG 2		ENG 1 ENG 2		ENG 1 ENG 2		ENG 1 ENG 2		ENG 1 ENG 2	
		= 0 %		6 ± 4 %		23.5 ± 4 %					
TQ (%)		0 0		48 48		23.0 23.3		90.0 90.0		21.8 38.4	
		= 13 %		71 ± 1 %		71 ± 1 %				92 ± 1 %	
NP (%)		14.0 14.2		70.6 70.6		70.9 70.9		99.9 99.8		91.2 91.4	
		< 500 °C		< 500 °C		< 500 °C		< 500 °C		< 500 °C	
ITT (°C)		402 410		438 438		500 492		689 689		580 593	
		66 ± 1 %		= 80 %							
NH (%)		65.8 65.8		78.7 77.7		81.8 81.3		99.2 99.7		92.2 92.2	
		= 165 LB/H		= 287 LB/H							
FF (LB)		160 150		300 300		400 490		1300 1200		650 750	
		> 40		40-65		55-65		55-65		55-65	
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		FIR FIR		AUTO AUTO		AUTO AUTO		AUTO AUTO		AUTO AUTO	
PLA		GI GI		GI GI		FI FI		NETCH NETCH		MAX REV MAX REV	

圖 1.6-2 2 號發動機測試資料

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，檢查方式係於地面啟動發動機，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 2 號發動機自民國 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 2 號發動機為例，其基準溫度值為-18°C。

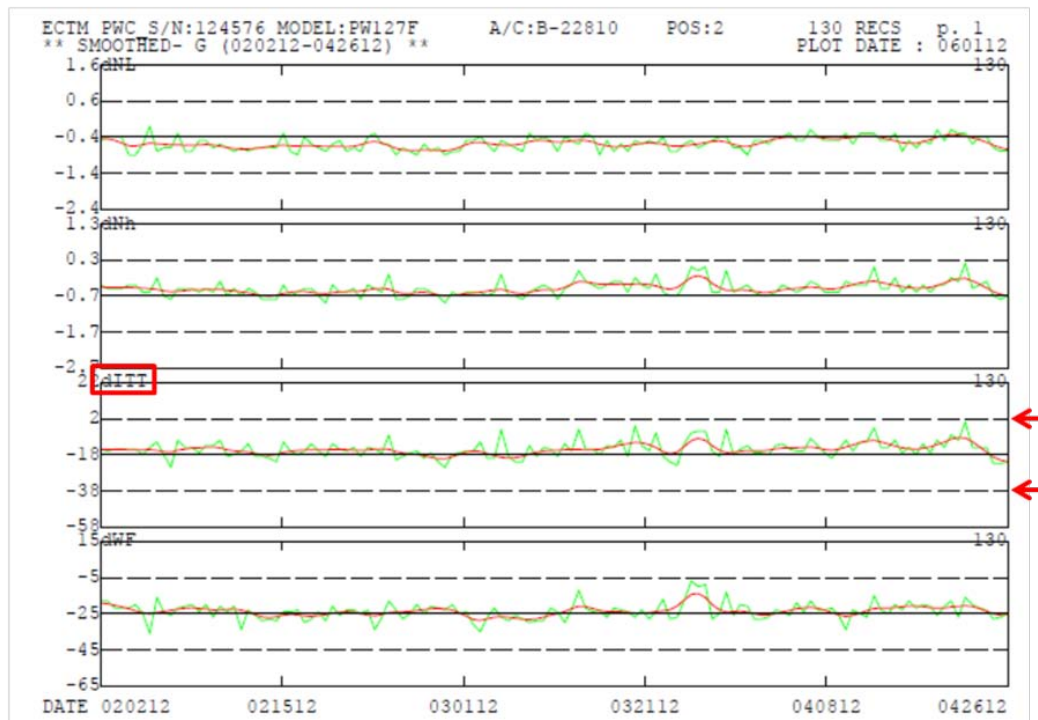


圖 1.6-3 2 號發動機 ECTM 監控資料

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 1）；依據該服務通告比對 1.6.2 表列之事故機 1 號發動機型別、序號，及該發動機第 1 級動力渦輪葉片之安裝紀錄，1 號發動機序號及其第 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

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

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。

時至 2002 時，1002 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。

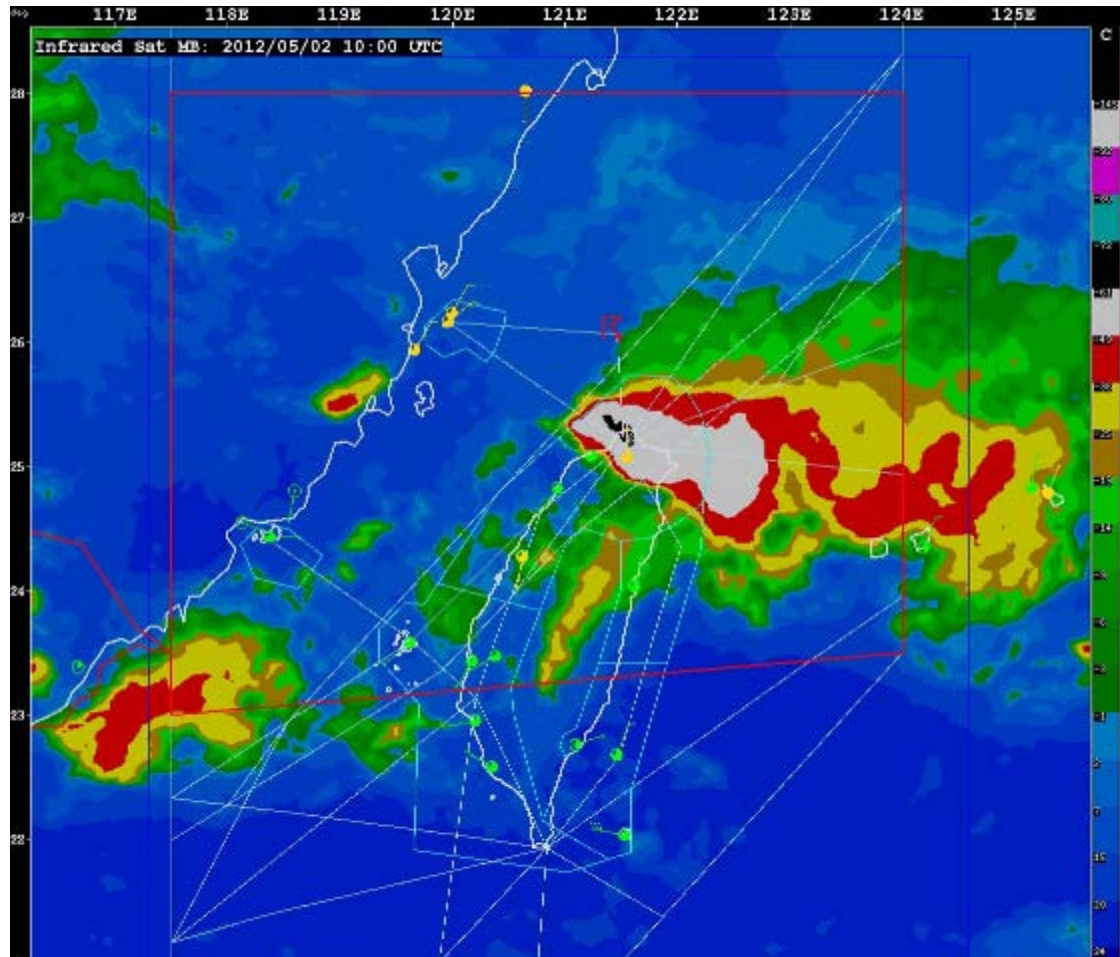


圖 1.7-1 1800 時之紅外線衛星雲圖

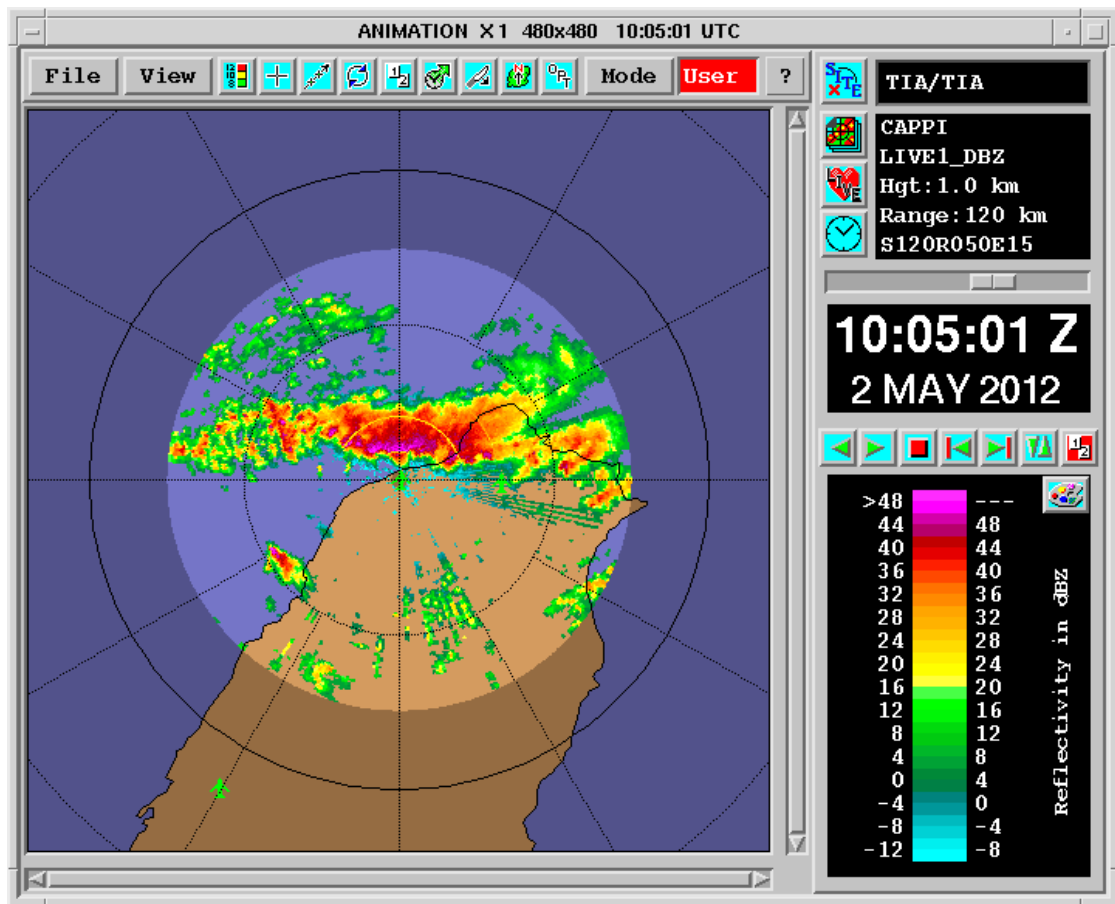


圖 1.7-2 1805 時桃園機場都卜勒氣象雷達回波圖

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℃，露點 23℃；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、積雨雲疏雲 800 呎、裂雲 2,000 呎、裂雲 5,000 呎；溫度 28℃，露點 23℃；高度表撥定值 1005 百帕；補充資訊—10 跑

⁷雷暴系統位於距機場 8 公里至 16 公里範圍之間。

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 浬/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，全系統正式啟用時間為民國 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。

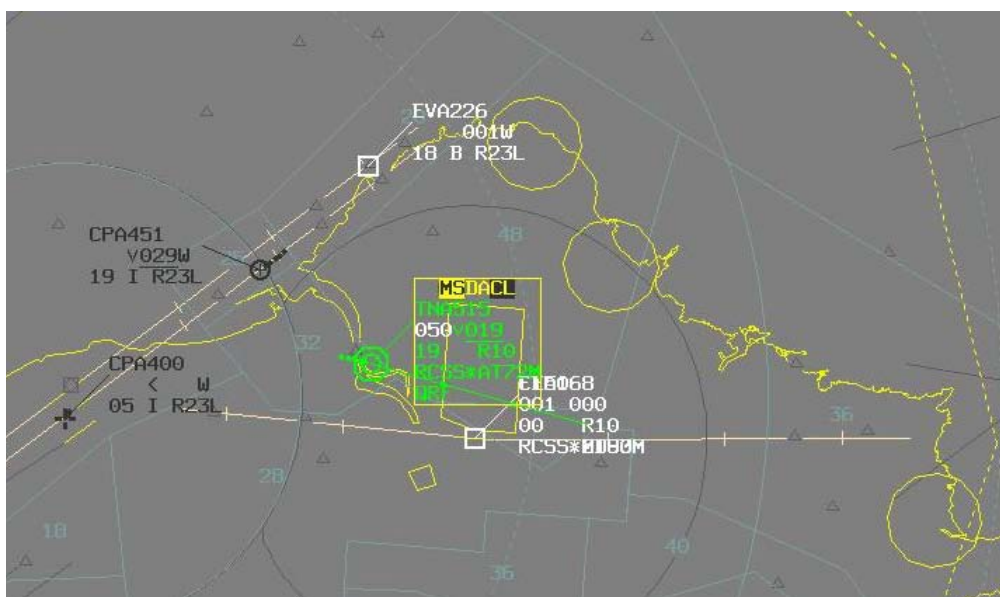


圖 1.8-1 1808:45 時之近場臺 ASD 局部截圖

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哩為原則，塔臺手動接管航空器以五邊五哩或 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 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。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，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 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（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

⁸ 時間同步後，以 ATC 時間為參考依據。

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。

依據 1.18.3，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如表 1.11-1，與失速警告聲響相關之時間如表 1.11-2。

表 1.11-1 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

ATC 時間	聲響	警告/警示
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

ATC 時間	聲響	警告/警示
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	whooler	pitch trim in motion
1815:51.6	single chime	amber caution

ATC 時間	聲響	警告/警示
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

表 1.11-2 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)

ATC 時間	時間長度 (sec)	CVR 抄件內容
1815:12.2	0.817	失速警告聲響

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。依據「07-02A 航空器飛航作業管理規則」之「附件十二飛航紀錄器」，該機需裝置II型FDR，記錄15項必要參數。該飛航紀錄器共記錄138項參數，包含前述規定之參數。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：

- 0941:51 時，該班機 FDR 開始記錄；1832:57 時，該班機 FDR 停止記錄。
- 0949:54 時，磁航向 95 度，「All Gear WOW」參數由 Ground 轉為 Air；0950:08 時，「AP Engaged」參數由 Not Engaged 轉為 Engaged。
- 0950:58 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，1、2 號發動機油門連桿角度¹⁰（Power Lever Angle, PLA）分別為 77 度及 73 度，1、2 號發動機ITT分別為攝氏 759 度及 714 度。
- 0953:28 時，主要警告再次作動，至 0955:06 時期間，主要警告陸續作動 20 次，作動期間平均無線電高度約 4,226 呎，平均空速約 143 浬/時，平均地速約 126 浬/時。
- 0954:36 時至 0954:43 時，1 號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，0954:40 時至 0954:51 時，1 號發動機扭力（Torque）由 80%下降至 0%，1 號發動機 NH 由 96%下降至 73%，1 號發動機 NL 由 95%下降至 52%。
- 0955:03 時至 0955:07 時，1 號發動機 NP 由 82%下降至 28%，

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。

之後 1 號發動機 NP 無紀錄。

- 0955:05 時至 0955:17 時，1 號發動機 NH 由 73%下降至 0%；
0955:05 時至 0956:16 時，1 號發動機 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，空速變化為 211 浬/時至 194 浬/時，氣壓高度由 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，滾轉角¹¹由負 1.8 度增加至最高 32.7 度，1808:07 時，「AP Engaged」由 Engaged 轉為 Not Engaged。
- 1808:12 時至 1808:21 時，2 號發動機油門連桿角度由 36 度上升至 80 度，2 號發動機扭力由 0%上升至 100%，2 號發動機 NH 由 73%上升至 100%，2 號發動機 NL 由 53%上升至 100%，NP 變化為 102%至 99%間，滾轉角最高為 41.5 度。
- 1808:22 時至 1811:16 時，2 號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 時以及 1811:46 時至 1811:53 時，「GPWS Status」參數記錄值為 One Mode Activated。
- 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，氣壓高度變化為 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。滾轉角由負 1.8 度增加至最高 14.1 度，再減少至最低負 39.4 度。2 號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。

¹¹ Roll attitude, >0 : right wing down。

諮詢顯示單元（ADU）警示參數：

- 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 2。

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套疊如圖 1.11-3。

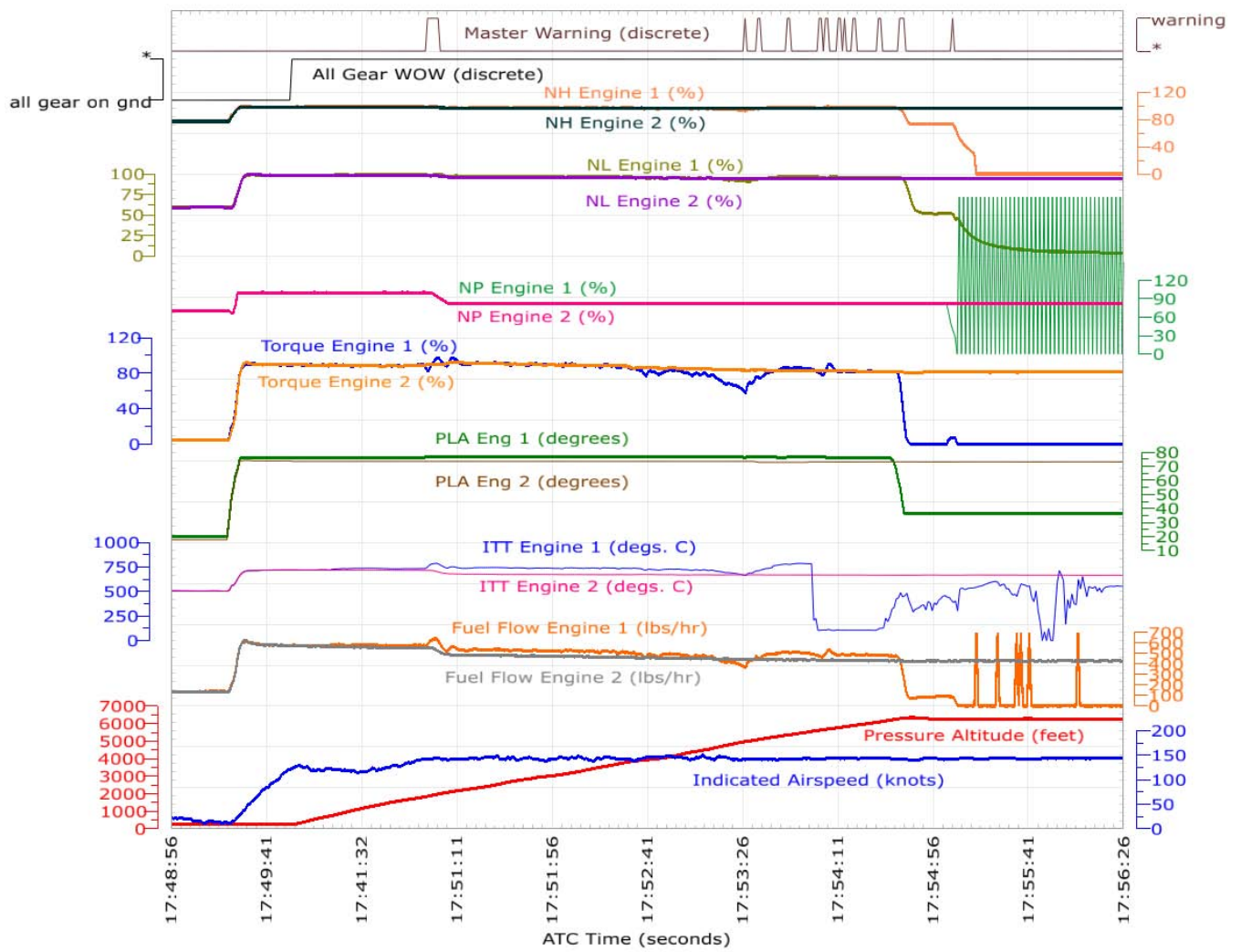


圖 1.11-1 事故階段相關飛航參數

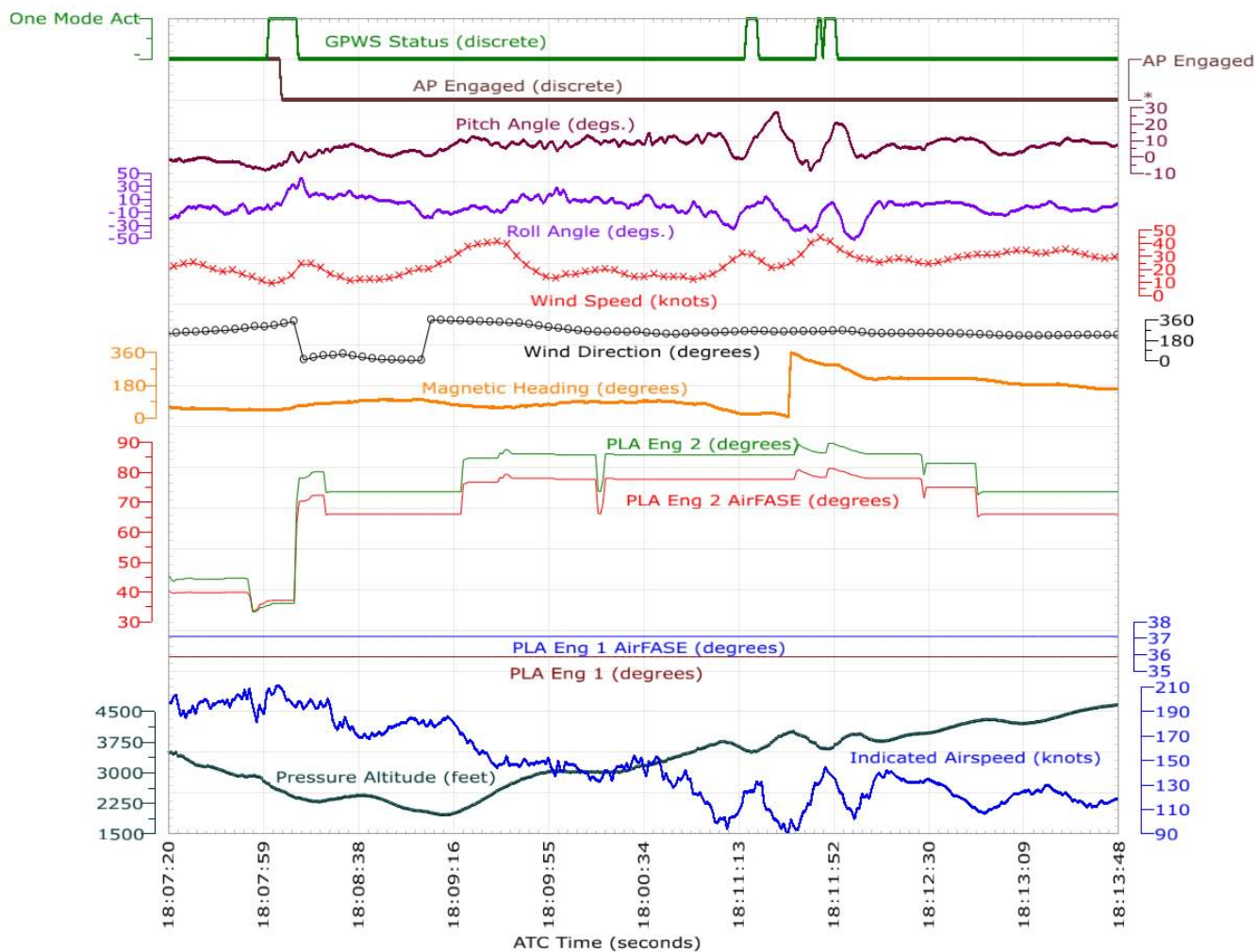


圖 1.11-2 EGPWS作動期間相關飛航參數¹²

¹² 「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。

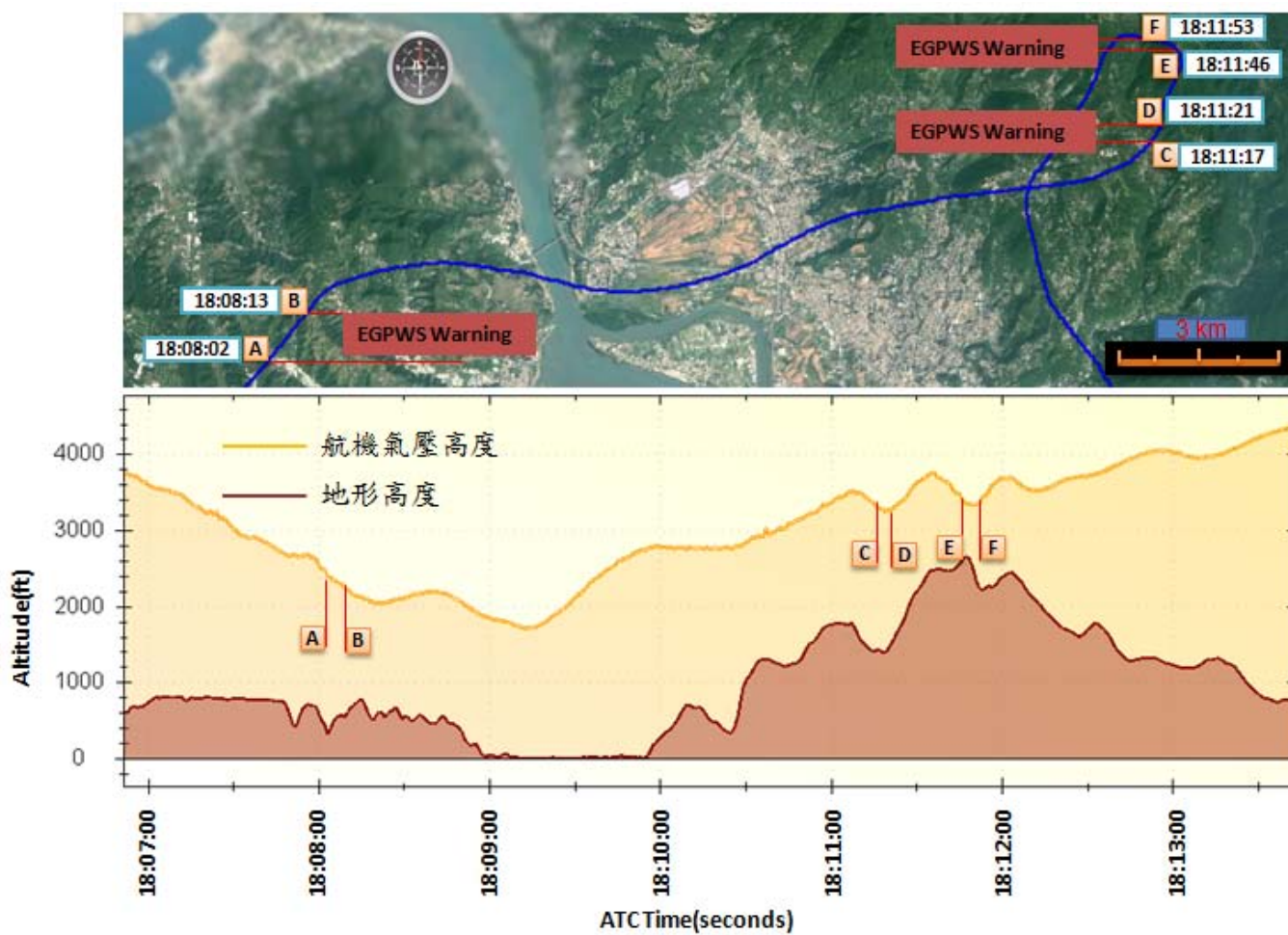


圖 1.11-3 EGPWS 作動期間航跡地形套疊圖

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

航空器無損害及撞擊情形。無航空器殘骸與撞擊資料。

1.13 醫療與病理

無相關議題。

1.14 火災

因 1 號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

依據 ATR 結構工程師於民國 101 年 5 月 8~10 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 1.14-1 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 1.14-2 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 1.14-3 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 1.14-4 進氣口後段底部整流罩結構火損

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 1 號發動機，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 1.14-5 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 1.14-5 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。

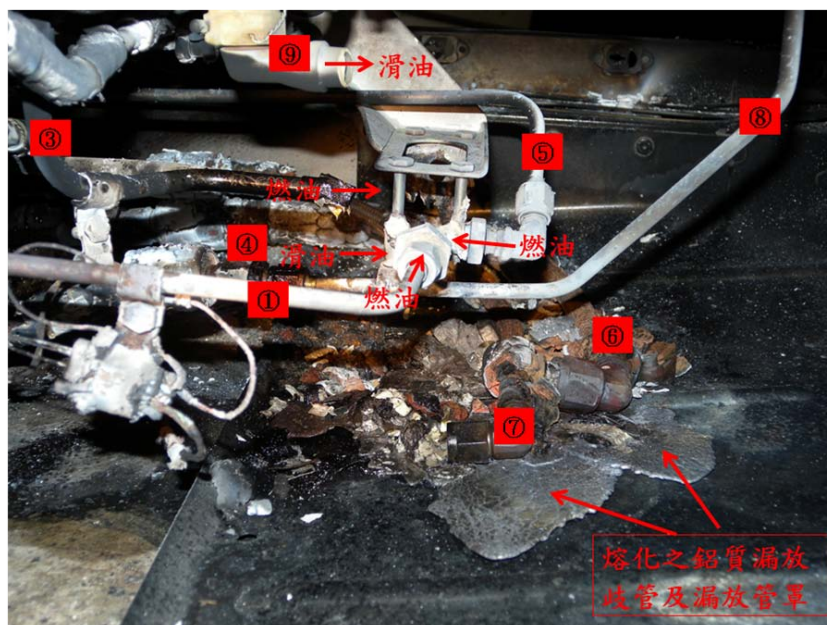


圖 1.14-5 發動機漏放歧管火損狀況

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 2 號發動機漏放歧管與相連接管路照片，事故 1 號發動機與 2 號發動機構型稍有差異，圖中標號②之管路 1 號發動機無須安裝；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，⑧ 6,7 號軸承滑油回油管，各管路詳細資料如表 1.14-1。

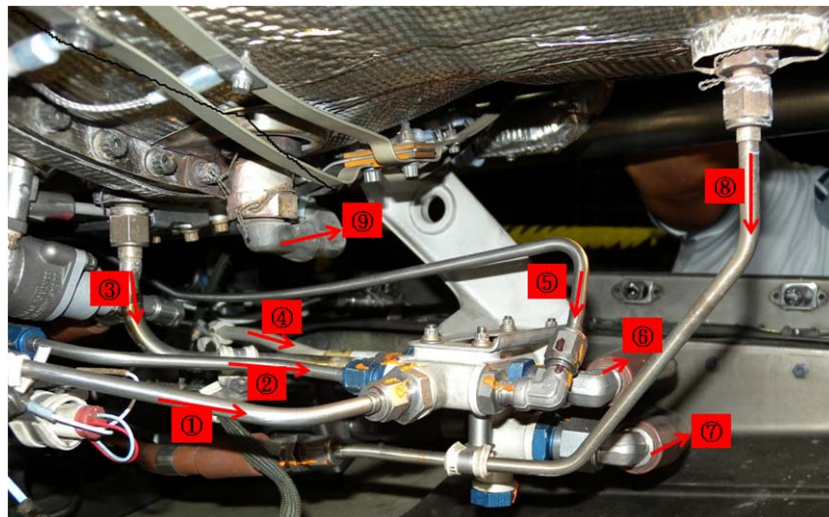


圖 1.14-6 2 號發動機之滲油疏放、回油管路

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	1 號發動機無須安裝	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

1 號發動機 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 1 號發動機 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）。

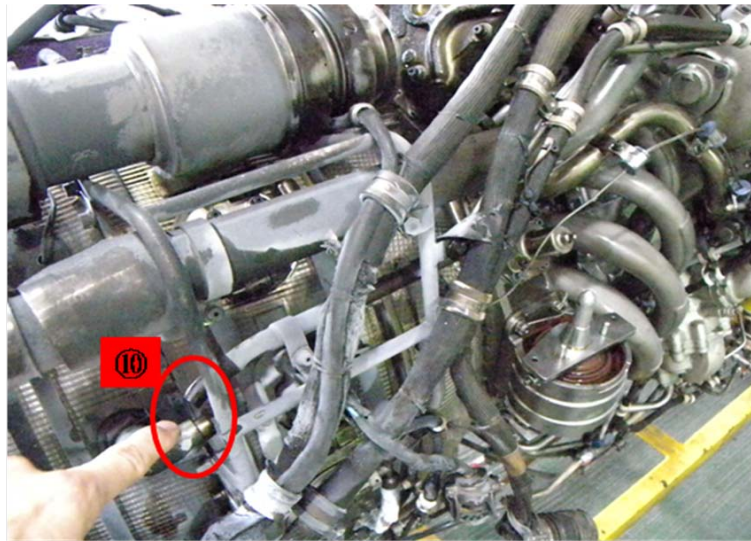


圖 1.14-8 6,7 號軸承通氣管斷裂

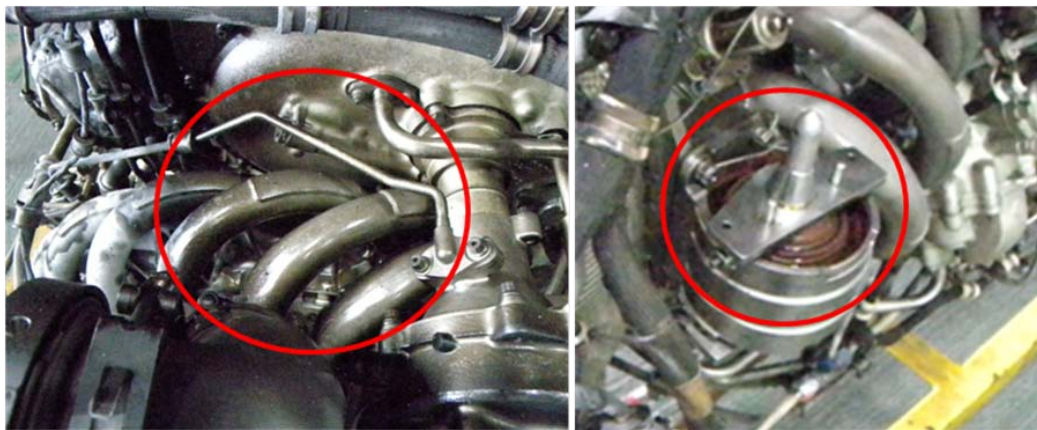


圖 1.14-9 滑油散佈痕跡

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 3）。

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 3）。

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 shrinkageporosities adjacently located at the lightening 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

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 1.16-2 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。

1.17 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，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。

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 件事故飛機均裝用 PWC 127 型發動機，上述 3 件事故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 1）；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三類。

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。

針對調查結果，前述 3 國調查單位於民國 101 年 4 月 2 日共同具名發出 5 項飛安改善建議，其中 3 項對歐洲航空安全局飛安改善建議如下：

- 重新檢視ATR飛機緊急程序，確保可有效去除煙霧以及駕駛艙/客艙適當的通風；
- 考慮調整相關程序或按需要檢視現有文件，以便在時限內統一建立由歐洲航空安全局批核之飛行手冊修訂版本；
- 舉行內部討論，謹慎評估增加飛航組員執行緊急程序時應記憶項目之正、反意見，或檢視臨界飛航階段何時應執行緊急程序。

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，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。

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）。

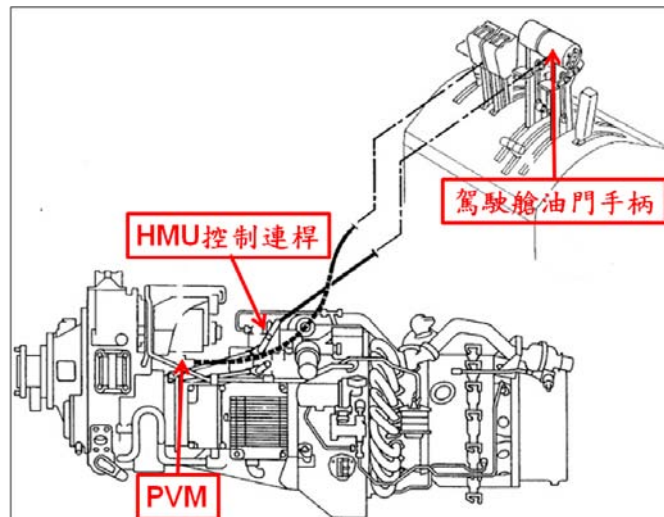


圖 1.18-1 動力系統控制鋼纜連接示意圖

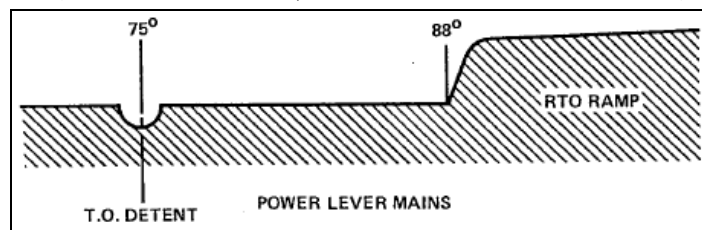


圖 1.18-2 駕駛艙油門手柄位置與 HMU 油門連桿角度關係圖

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%。

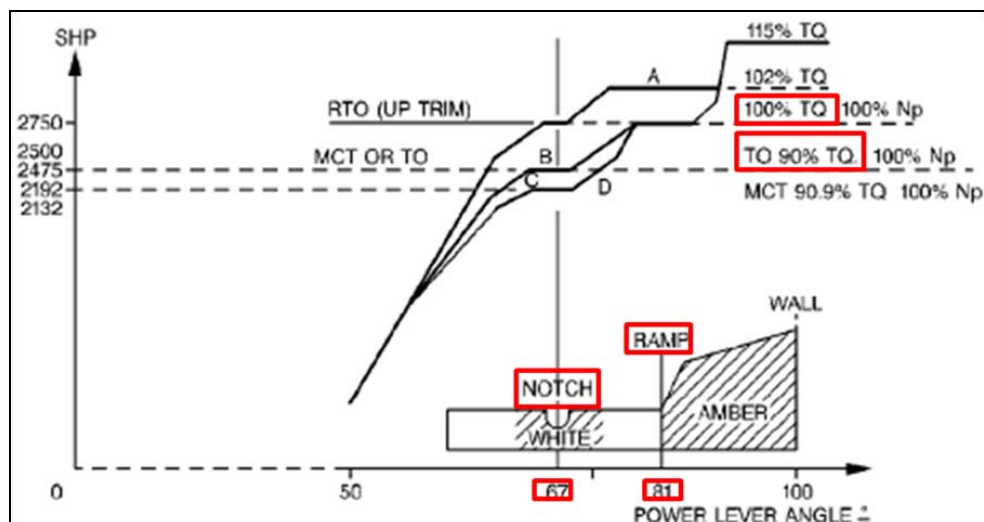


圖 1.18-3 駕駛艙油門手柄位置與扭矩關係圖

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)。

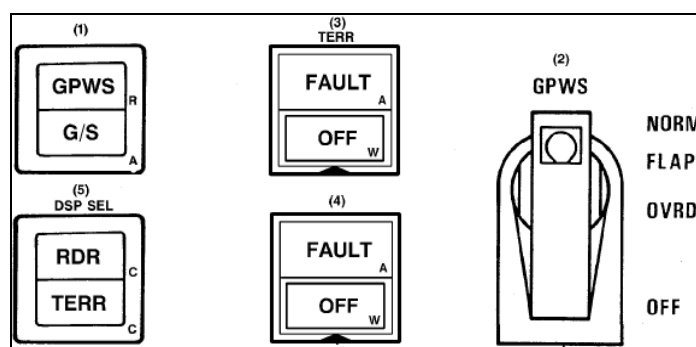


圖 1.18-4 駕駛艙 EGPWS 相關開關

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 按鈕開關用以開啟 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)。

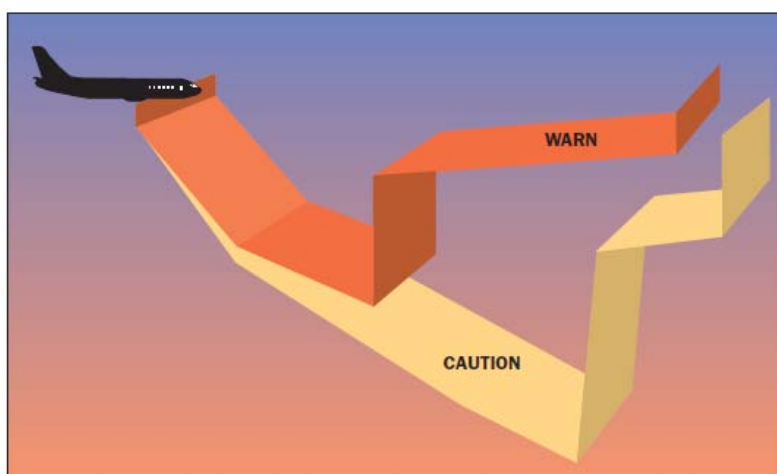


圖 1.18-5 EGPWS 之地障警示功能示意圖

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啟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	積冰狀況	
		起飛 10 分鐘內	巡航或起飛超過 10 分鐘
0°	15.9°	/	11.2°
15°	16.3°	12.5°	12.5°
33°	15.5° + Δ ALPHA ¹³	/	12°

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		積冰狀況	
	扭矩 $\leq 10\%$	扭矩 $\geq 35\%$	起飛	巡航
0°	19.9°	19.9°	/	15.3°
15°	21.3°	21.3°	16.4°	16.4°
33°	22.5°	20.1°	/	17°

1.18.5 事故後飛航組員再派遣

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

¹³ Δ ALPHA 依發動機扭矩輸出而定，其值介於 0 與 0.9 之間

管中心值班簽派員訪談時表示，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。

「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。

復興「聯管中心作業手冊」中亦對調度原則及緊急情況處理有相關規範：聯管中心遇異常情況，機隊調度決策原則係依據公司：安全、服務、經濟與效率之主要目標，在不影響飛安狀況下，以旅客服務為第一優先考量，需盡全力以當天輸運完旅客為最大原則，同時考量旅客、機械故障與天候、組員及成本等因素。聯管中心在考量組員因素時，需預估飛航組員繼續執行任務後，是否超過工作時間或是飛航時間限制；飛航組員身心狀態是否適合繼續執行任務；預估最快更換組員時間。綜合上述因素考量後，聯管中心有選擇性之調度方案可行時，聯管中心會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 11.4 緊急情況之處理：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。

1.18.6 已完成之飛安改善措施

依國際民航組織 ICAO 文件 9756, 2003 年第 1 版飛航事故與意外事件調查手冊 (Manual of Aircraft Accident & Incident investigation) 第 4 章飛安改善建議 4.2 節：部份國家在事實資料報告中會在 1.18 列入期中飛安改善並且描述其已採取之預防措施，取代在飛安改善章節時方納入之做法，原文如下：

“Some states present the interim safety recommendations and describe the preventive actions taken in the factual information part. Section 1.18, in lieu of including the information in the safety recommendation part.”

專案調查小組於事實資料蒐集作業中，發現復興部份航務作業及資料如能改善對航務作業及管理有益，經航務分組與業者說明並獲業者回應已改善部份如下：

- 航圖

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-72 飛航手冊

ATR 原廠於民國 100 年 11 月發佈之暫行頁次第 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。

 ATR 72 A AFM	EMERGENCY PROCEDURES POWER PLANT	4-02	
		PAGE : 1	001
		EASA APPROVED	NOV 11

4.02.01 - IN FLIGHT ENG FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE

PL affected side	FI
CL affected side	FTR FUEL THEN SO
FIRE HANDLE affected side	PULL
■ If condition persist after 10 seconds	
FIRST AGENT affected side	DISCH
■ If condition persist after 30 seconds	
SECOND AGENT	DISCH

LAND ASAP

SINGLE ENG OPERATION procedure (2.05) APPLY

圖 1.18-6 AFM 第 4-02 頁內容

● 航務手冊

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，此部分原係節錄自原廠 FCOM 第 2.04.01 節(如圖 1.18-8)，航務處已修訂並發布新版。

4. ATR機型 (節錄自 FCOM 2.04.01):	
a. PF應負責:	
■ Power lever	
■ flight path and airspeed control	
■ aircraft configuration	
■ navigation	
b. PM應負責:	
■ check list reading	
■ execution of required actions	
■ actions on overhead panel	
■ condition lever	
■ communications	
附註: The Automatic Flight Control System (AFCS) is always coupled to the PF side (Couple selection).	
5. 正常操作之 PF/PM 職責分工詳各機種 SOP。	

圖 1.18-7 航務手冊第 3.8 節內容摘錄

TASK SHARING	
For all procedures the general task sharing stated below is applicable. The pilot flying remains pilot flying throughout the emergency procedure.	
PF – Pilot flying	Responsible for : . PL . Flight path and airspeed control . Aircraft configuration . Navigation
PNF – Pilot non flying	Responsible for : . Check list reading . Execution of required actions . Actions on OVHD panel . CL . Communications
The AFCS is always coupled to the PF side (CPL selection).	

圖 1.18-7 FCOM 第 2.04.01 節組員職責分工內容摘錄

● 飛安公告

另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，依據本局「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；各公司應確依本局「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。

1.18.7 訪談資料

1.18.7.1. 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 2 號發動機螺旋槳葉片，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 box 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。

1.18.7.2. 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 Oil Press. #1 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 1 號發動機有問題，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。

1.18.7.3. 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。

1.18.7.4. 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 1 號發動機有異常，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。

1.18.7.5. 航務主管訪談摘要

受訪者表示 ATR 機隊共有 9 架飛機，正駕駛員 26 人，副駕駛員 29 人，檢定駕駛員 5 人（含委任考試官 2 人），教師駕駛員 6 人。航務主管公出或休假時，職務代理人為機隊管理部經理或標訓經理。

在航務處組織架構圖中，「標準訓練組」雖註明為「任務編組」，但並非臨時單位，該組設有一名主任，有業務需求時可尋求檢定駕駛員及教師駕駛員支援，行政事務方面則由其他組別支援。「標準訓練組」雖同時負責訓練、考核與派遣等業務，但實際上，訓練與考核會由不同之教官負責。

受訪者知道 ATR 原廠於近期內曾修改 AFM 手冊中有關 Engine Fire 之程序，航務處並曾以發通告之方式週知飛航組員，飛航組員於 e-office 上報到時，系統會顯示相關通告內容及已閱讀/未閱讀之狀態，後台管理人員亦可透過該系統控管組員閱讀情形，並對未閱讀之組員予以提醒。若相關手冊有暫時性增/修訂之黃頁，航務處會將相關內容發送至每位組員手中。本次原廠修訂 AFM 手冊中關於 Engine Fire 之程序，原廠未隨之修訂 FCOM 及 QRH，未來或可考慮先將 AFM 修訂內容影印貼於 FCOM 及 QRH 上，以供組員參考。

「單發動機重飛」是每次複訓必作之科目，因此每位飛航組員每年有兩次擔任 PF 時之練習機會，另有兩次擔任 PM 時之觀摩機會。

目前公司手冊中，PM 之職責未包含 flight path 之 monitor，此部分內容原係節錄自原廠 FCOM，但應該增加，未來亦將加強宣導 PM 於不正常情況時，對於高度、速度、軌跡…等參數之監控。此事件可能因天氣惡劣造成駕駛員操作困難。

復興於曼谷進行模擬機訓練所使用之模擬機，於 EGPWS Terrain 警告致動後，EHSI 並不會自動顯示 Terrain 模式。

原廠手冊關於 EGPWS terrain 警告致動時之操作，並未考慮單發動機情況，按照手冊內容，須將油門推至 ramp 位置，NP 保持 100%，condition lever 則置於 override 位置，至於是否須將 power management 置於 take off 位置以使發動機扭力輸出值達到最大，原廠手冊中並未有相關敘述，未來可考慮增加。

事故當日受訪者起初係經由聯管中心以手機簡訊通知該航班「發動機異常」返航，而未直接聯繫，後來是從別處聽說是「發動機火警」。依據現行的手冊規定，聯管中心簽派員於異常事件發生後，可直接視情況決定是否繼續派遣飛航組員，除非簽派員與飛航組員對於繼續派遣有不同意見，才會通知航務主管裁示。此次事件飛航組員落地後立即被派遣後續任務，受訪者認為較為不妥，未來應避免，也認為現行規定模稜兩可，有修訂之必要，若聯管中心能先徵詢航務處意見再作決定，應會較好。

現行手冊中雖規定飛航組員於起飛及落地時均須填寫性能資料表，惟其中的速度資料可由 speed card 中取得，天氣資料可以 ATIS 取代，故絕大多數飛航組員均未填寫該表，受訪者表示未來將力求手冊內容與實際作法之一致性。

公司依過去之經驗，規定航機在儀器進場至距離機場 13 哩時，須確認「Approach Mode」已被「Armed」；比對相關資料顯示，該航班回航松山機場第一次進場時，未攔截到 Localizer 可能是「Approach Mode」按晚了，但此距離（角度）應該可以攔截到 Localizer。

1.18.7.6. 民航局查核員訪談摘要

受訪者過去曾任復興航空之飛航組員，曾飛行 A320 及 ATR 兩種機種，目前仍保有 A320 型機之飛行資格，ATR 型機飛行時數約為

5,000 小時。受訪者任職於民航局之時間至民國 101 年 7 月 1 日止為 14 年，曾受過 4~5 個月之檢查員訓練，完訓後曾先後擔任華航、復興、遠東、立榮等公司之助理航務檢查員 (AOI) 及航務檢查員 (POI) 工作，最近一次擔任復興航空航務檢查員至今已有 3 年時間。目前民航局負責復興航空航務檢查業務之檢查員共有 3 位，受訪者為其中一位，另兩位當中，一人兼辦飛航訓練中心之業務，另一人則兼任中興航空航務檢查員之工作。受訪者認為在沒有飛安事件的正常情況下，航務檢查員之人力是足夠的。

受訪者認為，本次事故飛航組員因受到時間緊迫、雷雨天氣等因素影響，又為顧及程序執行與客艙廣播，以致副駕駛員對正駕駛員之協助較為有限，忽略該機是否攔截下滑道，飛航組員在注意力分配、CRM 及工作優先順序安排方面有改善的空間，GPWS 及失速之改正操作亦不盡理想。此外，飛航組員因擔心對公司造成不利之影響，未宣告緊急狀況或告知航管該機處於單發動機之情況。針對以上疏失，受訪者已正式發文要求復興對事故兩位飛航組員重新進行訓練及考核，完成後始得復飛。

過去曾有同型機在自動駕駛模式下，因攔截到假訊號而自動提早下降，最後飛航組員未發現而導致該機於龜山附近撞山之案例，因此復興規定「arm approach mode」之時機不可太早，正確之時機約在距離機場下滑道 3~5 哩時。

受訪者表示，依據民航局航務檢查員手冊，航務檢查員之 job function 一共有 27 項，若再加上輔助項目，則一共有 30 幾項。以駕駛艙航路查核為例，每年要執行之時數為 48 小時，平均來說每個月會對 A320 及 ATR 兩機種各進行兩次航路查核。其餘之 job function 則多半是看靜態之資料，例如訓練紀錄、聯管中心簽派情形、機坪作業、自我督察及飛安教育、組員飛時休時是否符合法規、異常事件 (FOQA event) …等等，都是平日監理的項目，每個月也都會與飛安主管開會。

由於復興 A320 及 ATR 兩機種之模擬機訓練及考驗都是在國外進行，受限於預算，檢查員實際參與飛航組員模擬機訓練之機會較少，受訪者係利用自己每年兩次的出國機會（一次為自己接受機種年度複訓，另一次為參與民航局委任考試官模擬機檢定），來瞭解該公司模擬機訓練及考驗之狀況，以及是否依照訓練規範執行。關於訓練

計畫手冊，受訪者會檢查在每 3 年共 6 次的 proficiency training 及 check 當中，是否做完所有緊急科目，每個月也都會前去瞭解復興模擬機訓練前置課程之內容及教官上課情形，完訓後則是透過檢視訓練紀錄及參加教師駕駛員會議之方式，來瞭解訓練情況。

受訪者認為在實機航路查核時，航機多半處於自動駕駛模式，且飛航組員都會按照程序執行，因此模擬機訓練查核較實機航路查核更容易看出飛航組員飛行狀態之好壞。

手冊的查核亦是航務檢查員的 job function 之一，原廠手冊民航局是以核備 (accept) 之方式；公司自訂之手冊 (例如航務手冊、訓練手冊)，則會檢查其內容是否符合相關法規，即所謂的 letter of compliance。航空公司每個月都會向民航局陳報航務作業情形，其中包含所有手冊之修訂與更新版本，受訪者係藉此來檢查相關的手冊效期是否為最新的。對於機載航圖之效期，則是透過對手冊管理人員之查核來進行。復興航務作業手冊當中，應有手冊及航圖管理之相關程序，及管理人員之職掌。

依「航空器飛航安全相關事件處理規則」，本次事故是屬於需要調查之事件，加上當日天氣狀況不佳，以及飛航組員剛經歷發動機起火事件應給予時間平復心情等因素，應暫停此兩位飛航組員之任務派遣，該公司相關程序中應有對應之內容。惟該航班落地後，復興聯管中心基於營運壓力，再度派遣兩位飛航組員執行後續任務，兩位飛航組員為了公司也未拒絕，受訪者認為不適當，已請復興改進。

1.18.7.7. 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，交接項目為飛機的狀況、現在天氣、特殊的情況等，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，因為當時該員管制的飛機只剩該機，所以交接給塔臺後，該員正在觀察桃南、桃北席管制的飛機有沒有進到該員負責的松山空域時，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，該員便請塔臺先指示該機爬升至 5,000 呎再換給該員。該員表示一般是攔上五邊 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。該員表示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。因為旁邊是桃園機場，有很多飛機往東邊躲天氣，當時該員的工作負擔比較輕，所以視線便暫時移往桃園那邊，觀察沒有需要援助或是有飛機飛到該員管制的空域。看完桃南、桃北的狀況後發現該機偏北，便打算連絡塔臺，因為飛機偏北，有時候會修回來，可是這一次該機偏北的狀況不太能修回五邊。

該機剛換回時，該員預期該機會依指示爬升，但接手後感覺該機沒有爬升，反而還在下降中，當時該員很緊張，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，該員便一直與該機確認，指示該機爬升至 5,000 呎。此時該機請求雷達引導，該員回答因該機低於 MVA 無法引導，指示該機先目視爬高保持 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，駕駛員請該員提供地障的高度，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，所以該員回覆該機儘量爬高至 5,000 呎才能引導。該機後來又請該員雷達引導，但是當時仍舊沒有到達雷達引導的高度，該員便建議該機不要往北飛，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，所以該員讓駕駛員自行操作，待該機爬升到 MVA 時便開始引導。

當該員建議該機往南飛時，該機詢問是不是要右轉，因為由 ASD 顯示該機大約是東北向的航向，右轉比較順，便告知該機可以右轉往南飛，但是該機卻是往左轉，便與該機確認，駕駛員回答可以左轉往南飛。隨後該機一直往南飛，高度也慢慢爬上去，該員才開始引導該機。在引導的過程中，該員想儘快引導該機至五邊落地，所以給該機一個比較近機場的航向，當時該機又詢問是不是要右轉，該員想到之前該機說過只能左轉，便告知右轉可以比較快到五邊，後來該機也依指示的航向右轉，因為擔心該機的 localizer 是否有問題，第一次進場

時才會無法正確攔截，所以詢問該機 localizer 是否正常，但該機沒有正面答覆，只有說再試試看，該員依正常程序引導該機攔五邊，看到該機確實攔到才交接給塔臺。事故當時協調員在該員左邊，因為那時桃園飛機很多，協調員的注意力都放在桃園。該機偏北協調員有看到，該員和塔臺的通話、後續引導的過程協調員也有監看。

該員表示剛開始雖然不是目視天氣，但是天氣並沒有太大變化，還算穩定，因為桃園機場天氣一直很不穩定，松山機場多少也會受影響，第二次引導該機到五邊時發現西風逐漸變大，塔臺也很警覺請該員提供給駕駛員，該員便參考 AWOS 提供風向風速。因當時順風已超過 10 浬/時，問該機意向，該機回答要用 10 跑道，所以讓該機攔截 10 跑道落地。落地後塔臺通知因為西風超限，能見度也開始變差，要換 28 跑道。

過程中該員有持續注意天氣，但期間因為氣象臺沒有發布特別天氣報告，所以沒有提供天氣給駕駛員。該員表示 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，每一位同仁都知道，所以在席位上通常不會打開此功能。該員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，便開啟查看後立即關閉，以防萬一造成系統當機會很麻煩。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。當時並沒有打開此功能。

關於當時 ASD 的警示，低於安全地障高度會顯示閃爍警示及 MSAW Warning 的聲響，手動點 ACK 領知後顯示會停止閃爍，聲響也會停止。由 ASD 只會知道該機低於 MVA，依規定不能引導，無法知道該機所在位置的實際地障高度。該機剛開始偏航、低於 MVA 時，沒有提供請該機向南飛的安全資訊，是因為該機僅告知有 mechanical problem，不知道問題為何，沒有預期該機會爬不上去，如果該機告知爬高有問題，會用另外的方式處理；後來駕駛員說無法保持目視，該員便建議該機往南飛。

1.18.7.8. 臺北近場管制塔臺督導席訪談摘要

因為當天天氣不好，有雷雨，有一些飛機重飛、轉降或改航，稍微忙碌一點。該機開始呼叫回航時，協調員即通知該員復興 515 因為

機械故障要回航，收到此訊息後便去了解狀況。回航是當作正常狀況來處理，除非飛機呼叫緊急狀況，才會特別給予協助。因為那一段時間桃園有大雷雨，一些飛機重飛、轉降或改航，該員需要處理那些狀況，以及和其他單位協調、協助管制員處理飛報及飛行計畫，所以當時比較專注在桃園。當該機進場往山區偏航時，該員有收到通知，便到席位了解情形，飛機進入高地障區時該員在旁邊，觀察管制員的處置，一直到落地為止。

ATMS 於去年 5 月啟用，但不同席位啟用時間不同。ATMS 及其警示功能使用狀況還不錯，有關天氣顯示，新系統教育訓練時教官建議不要使用，因為可能會造成系統上的問題，但是並沒有白紙黑字。實際上比較不會由天氣的顯示來指示飛機進行引導及避讓，僅作為參考，也不會提供給飛航組員，因為現在的機載設備都很好，天上的飛機最了解自身的狀況。

關於近場臺交接給塔臺，當看到飛機到達交會點且持續在轉彎，預期 1 哩內會攔上的時候，管制員一般就會交接給塔臺，並沒有規定要確認飛機已經攔上才能交給塔臺。

1.18.7.9. 松山機場管制臺管制員訪談摘要

1800 時至 1820 時輪值機場管制席，工作負荷不大，與前一位管制員交接時包含該機機械故障回航，天氣狀況及跑道方向等。當時有 3 位管制員，值班時間至 1800 時的日班督導尚未下班。該機之前有一架遠東，遠東落地後該機到五邊，該機與該員連絡後就有點偏離五邊左側，但該員繼續讓該機進場，因為過去常遇到攔過頭之後再修正回來的情形。後來發現該機修不回來，便告訴督導，督導幫該員和該機對話，該員便趕緊與近場臺協調，因為需要近場臺將該機帶出去重新引導，之後便換給近場臺。該員之前沒碰過類似狀況。

1.18.7.10. 松山機場管制臺班務督導訪談摘要

此次值班時間由 0800 時至 1800 時，但本事故全程該員都在塔臺。當近場臺通知該機要返航，管制員有知會全部塔臺人員，因為該機是有問題的飛機，當該機偏出去時該員立刻到管制員旁邊，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，所以請該機爬高再交給塔臺。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。

1.18.8 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時間表如表 1.18-1 及圖 1.18-8。

表 1.18-2 飛航管制相關時間表

	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	
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 無線電高度 4,200 呎下降中
7	1807:16	近場臺指示 GE515 換 118.1 波道與塔臺連絡	GE515 無線電高度 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 無線電高度 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	GE515 無線電高度

		制	2,700呎下降中
10	1808:06	塔臺督導呼叫 GE515 已北偏 2 哩	GE515 無線電高度由 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 無線電高度由 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 無線電高度 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無線電高度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 無線電高度 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無線電高度1,900呎
14	1809:59	近場臺詢問 GE515 是否保持目視，該機回覆" affirmative"	GE515 無線電高度 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 無線電高度由 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 無線電高度 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 無線電高度 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 無線電高度 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 無線電高度由 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 無線電高度由 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 無線電高度 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 無線電高度 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 無線電高度 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	
	1820:13	近場臺指示下降並保持 3,000 呎	
	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 哩/時陣風 18 哩/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 哩/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	
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	

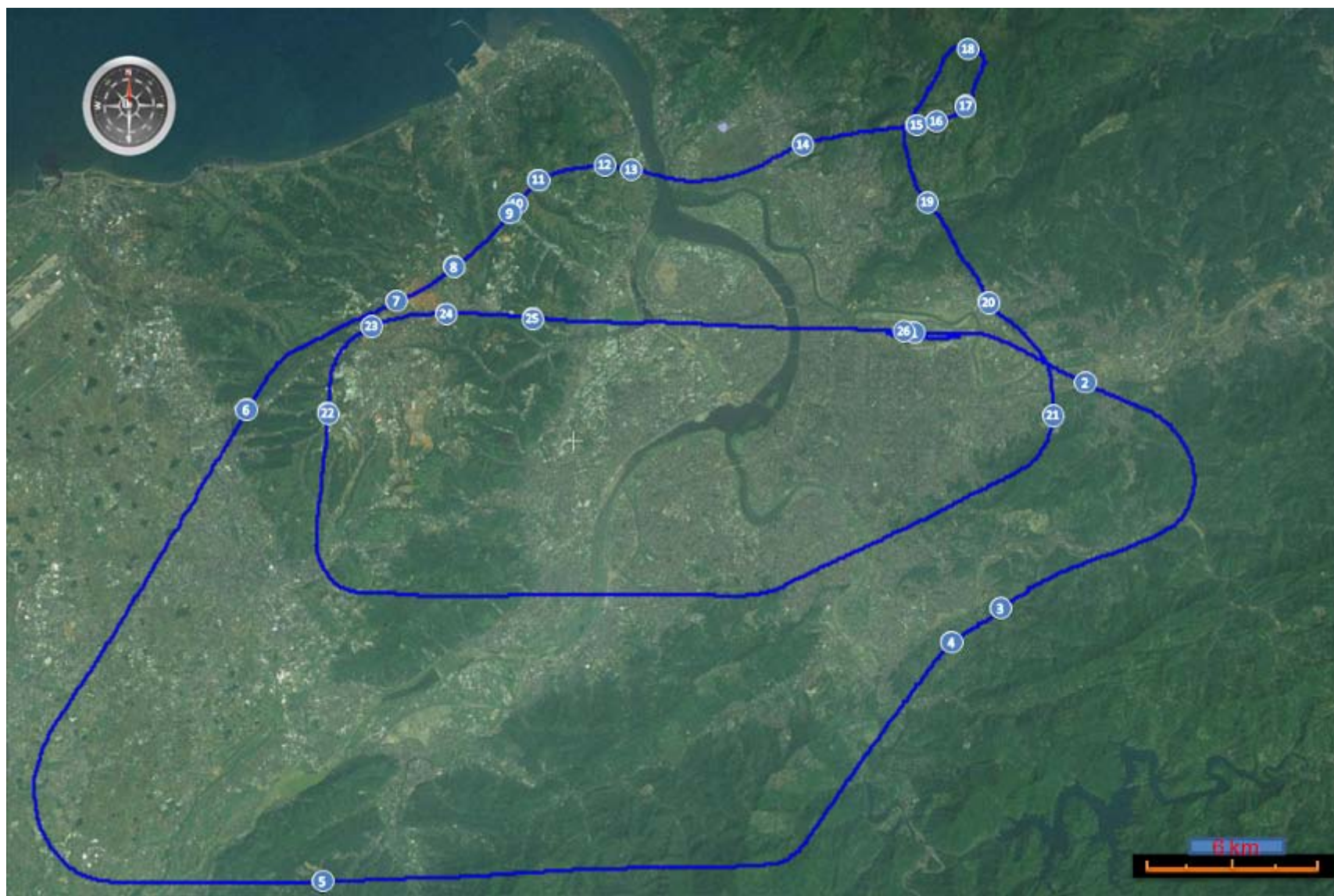


圖 1.18-8 飛航管制歷程圖

1.18.9 飛航操作相關資料

- 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。

復興航務手冊 7.3 Callouts、7.5.10 Crew Monitoring And Cross-Checking、8.5 Distress and Urgency Communications 等程序（如附錄 4）

- 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。

飛航手冊中有關 IN FLIGHT ENGINE FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE、RECOVERY AFTER STALL OR ABNORMAL ROLL CONTROL、PROCEDURES AND TECHNIQUE/GPWS、AFCAS GENERAL、AFCAS OPERATION（如附錄 4）。

- 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。

飛航組員訓練手冊中有關 STALL-CRUISE CONFIGURATION (Normal Condition) (如附錄 4)。

- 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。

快速參考手冊中有關 IN FLIGHT ENG FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE、SINGLE ENG OPERATION、RECOVERY AFTER STALL or ABNORMAL ROLL CONTROL、FOLLOWING FAILURE AUTO PILOT (如附錄 4)。

- 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。

標準操作程序中有關 ILS APPROACH (如附錄 4)。

- 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。

飛航訓練管理手冊中有關定期複訓/地面學科訓練 (飛航駕駛員) (如附錄 4)。

附錄 1 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.....1-800-258-6000	Other.....1-450-647-6000
HELP DESK	International.....(IAC)*+800-258-6000	Fax.....1-450-647-2838
Toll free where available (SL GEN-027)	* International Access Code	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-Victoria (018E5), Longueuil, Quebec J4G 1A1.



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.

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 5 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 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 label.
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 label.
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 locator.
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 2 FDR「ADU Causion」參數顯示

「active」之時間列表

ATC 時間	自動駕駛狀態
1752:58~1753:03	啟動
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	啟動
1805:21~1806:21	
1806:34~1806:57	
1807:03~1807:06	
1807:18~1807:22	
1808:06~1808:09	1808:06 啟動 1808:07~1808:09 解除
1808:20~1808:39	解除
1809:05~1809:11	
1809:52~1809:53	
1815:43~1815:45	啟動
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 啟動 1826:17~1826:19 解除
1826:26~1826:29	解除
1827:01~1828:15	

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



Pratt & Whitney Canada
The Société des United Technologies / A United Technologies Company

Report No.: 12GI00259A
S/O: 173913

Customer: TransAsia Airways

Model: PW127F

Date Investigated: May 2012

Serial No.: EB0349

Time since Last O/H: N/A

Total Time: 7509.1

Cycles since Last O/H: N/A

Total Cycles: 11120

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

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



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.

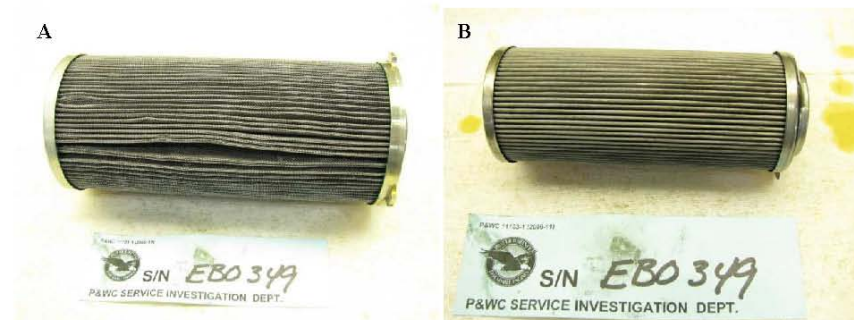


Photo no's 1 A (Main) & B (Scavenge)



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.

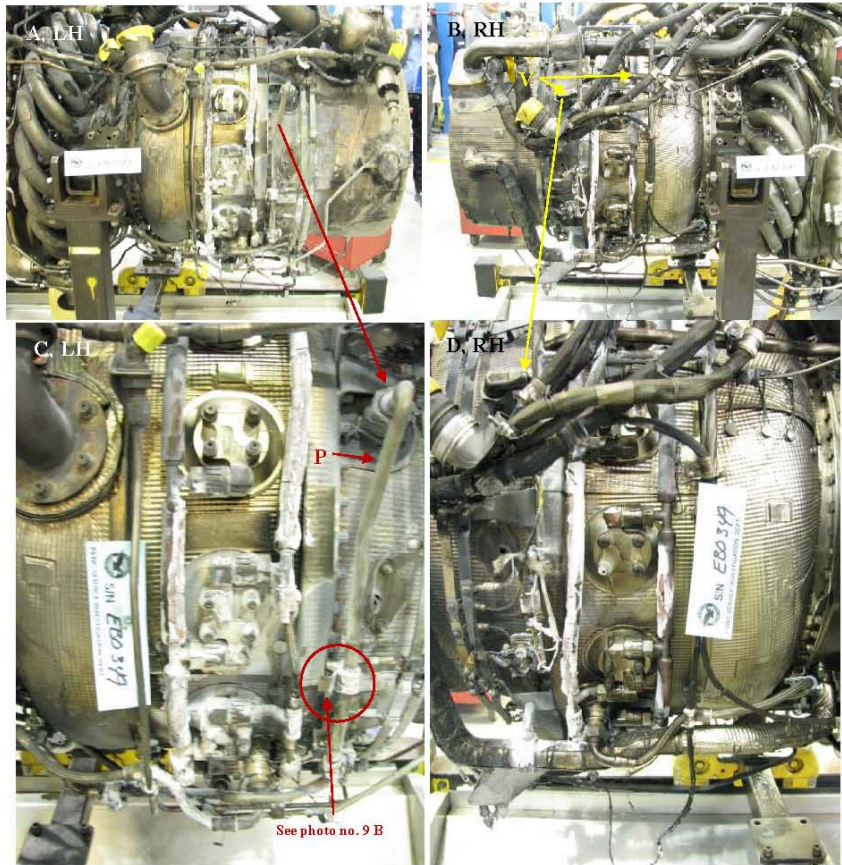


Photo no's 3 A to D

Left (LH) and right (RH) hand views of the TM rear section showing the damaged externals.

P: pressure tube assembly.

V: vent tube assembly.



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.

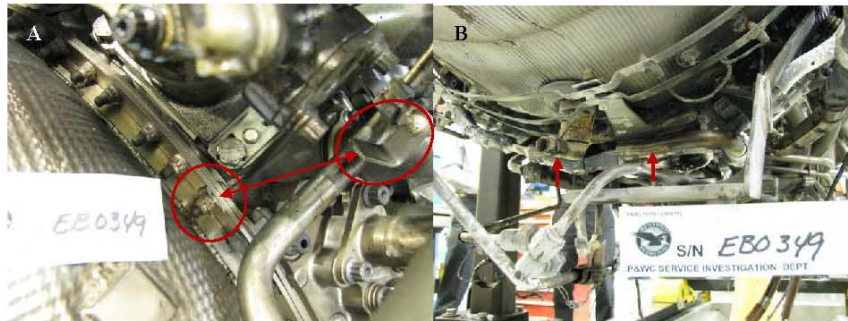


Photo no. 7 A
View of the fractured bracket of
the vent tube assembly.

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

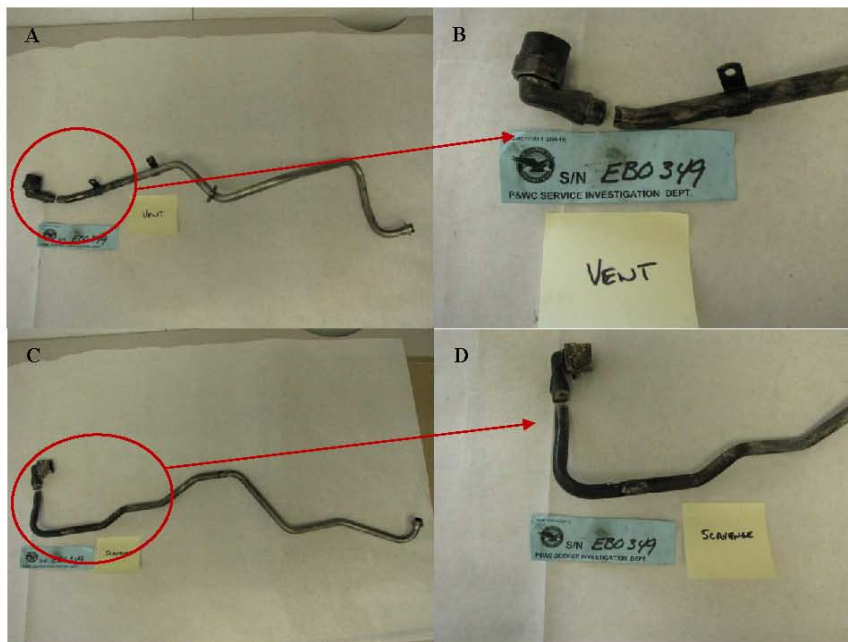


Photo no's 8 A to D
View of the fractured vent and scavenge tube assemblies after removal.



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).



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



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.

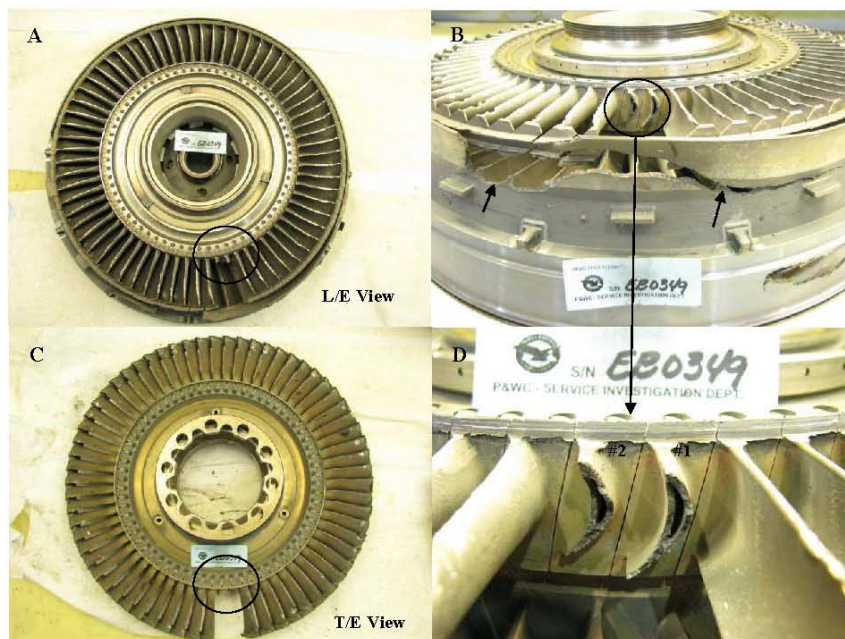


Photo no's 12 A to D
Views of two fractured PT1 blades & PT2 stator.

- 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).

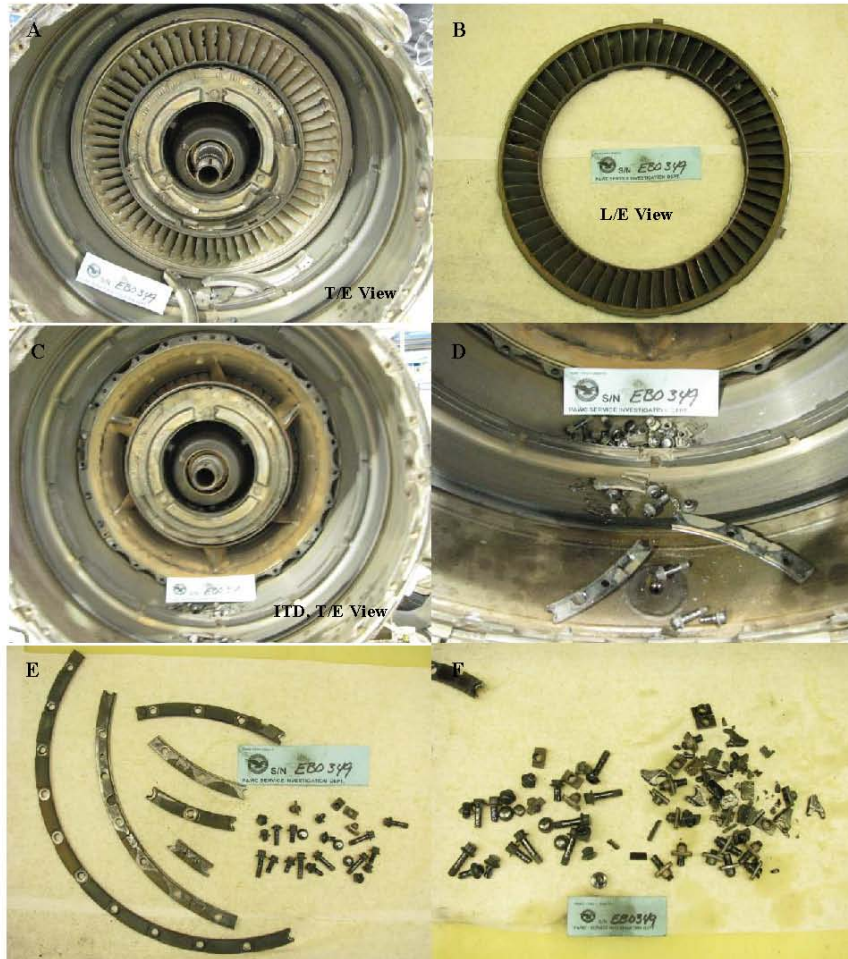


Photo no's 13 A to F

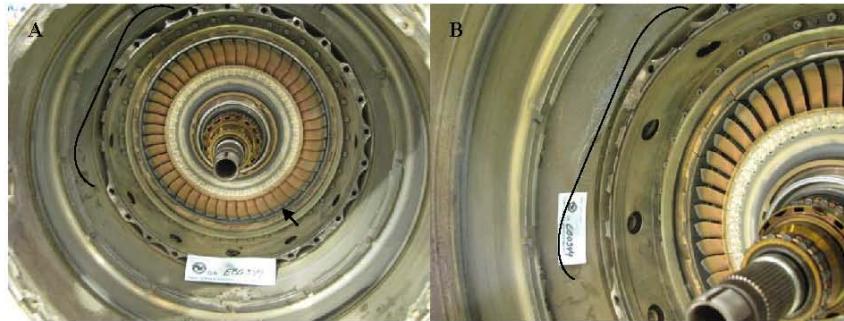


Photo no's 14 A & B
LPT housing and disc assemblies.

- 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).

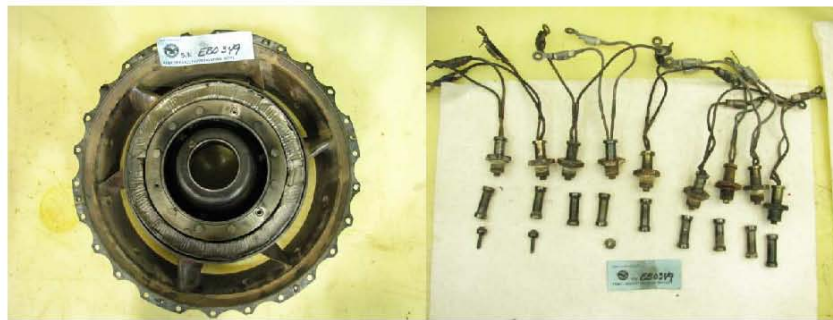


Photo no. 15
Photo no. 16
Views of the No. 6 & 7 bearings housing retained to the ITD (15) and T6's (16).

- 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).



Photo no's 17 A to C

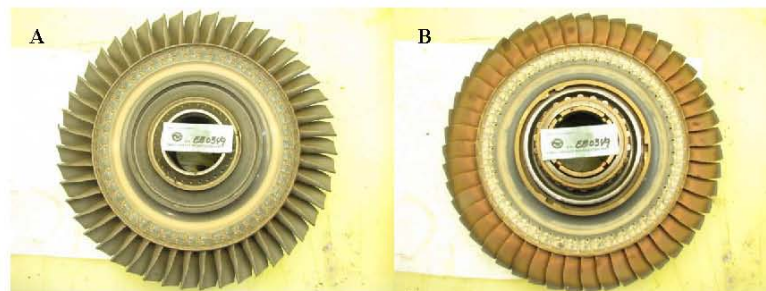


Photo no's 18 A (L/E) & B (T/E)
LPT disc assembly.



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).



Photo no. 22 (PT shaft view)



Photo no. 23 (HPT disc ID view)



Photo no's 24 A & B

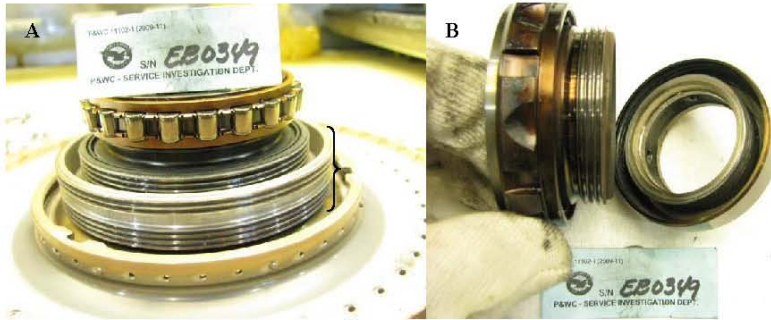


Photo no's 25 A & B

- 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).

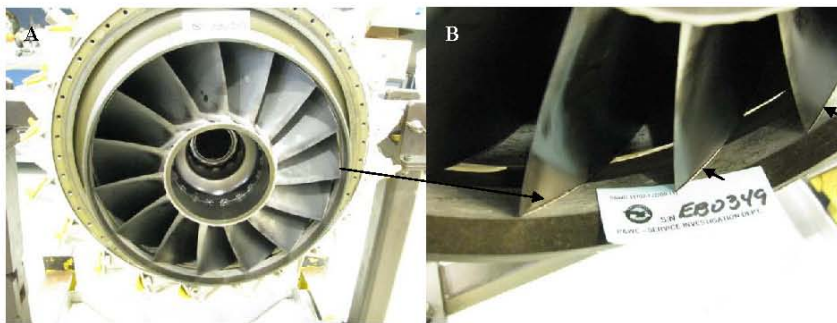


Photo no's 26 A & B

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

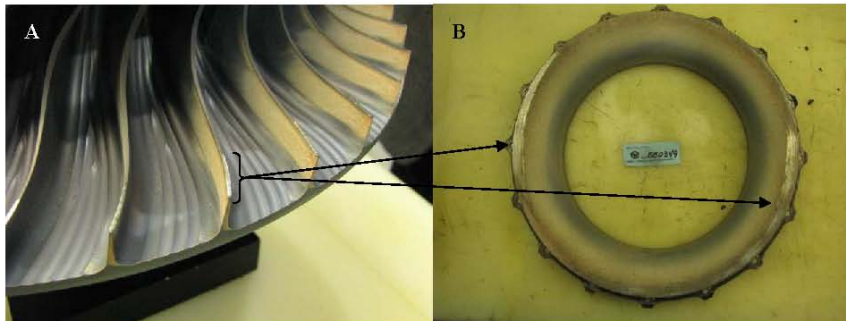


Photo no's 27 A & B
View of the rubbing of the HP impeller vane tips (exducer) and shroud.



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



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.

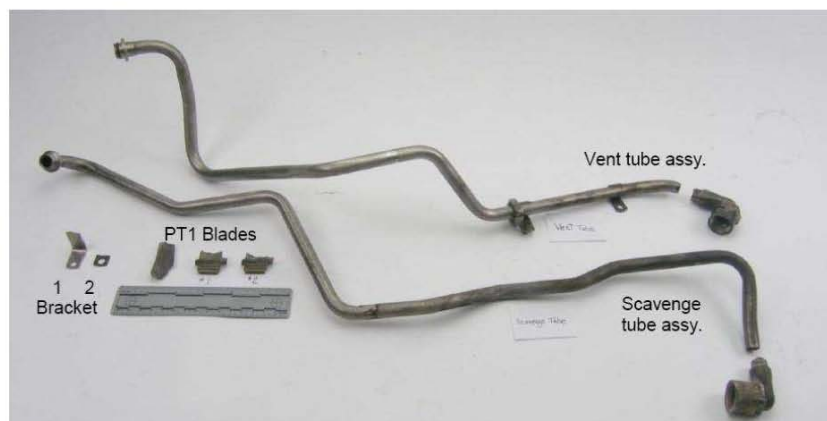


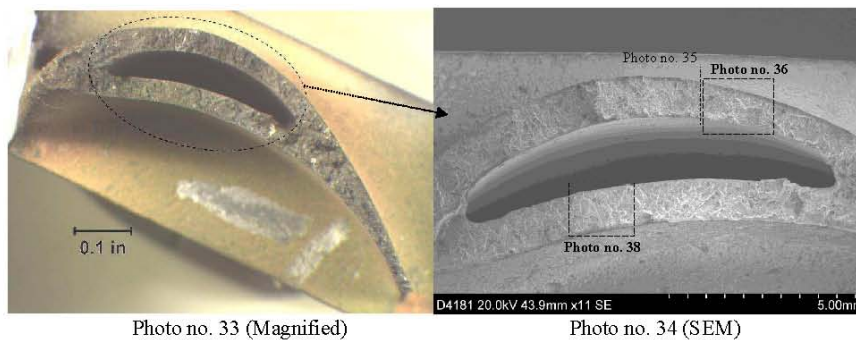
Photo no. 30



- 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).





- 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).

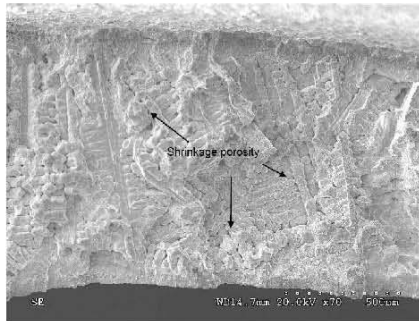


Photo no. 35

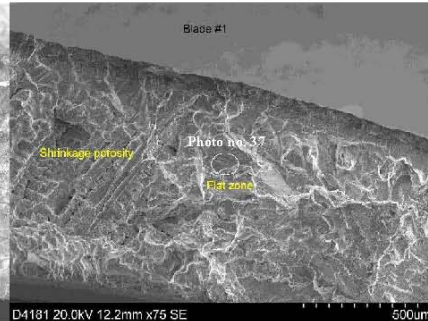


Photo no. 36

- 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.

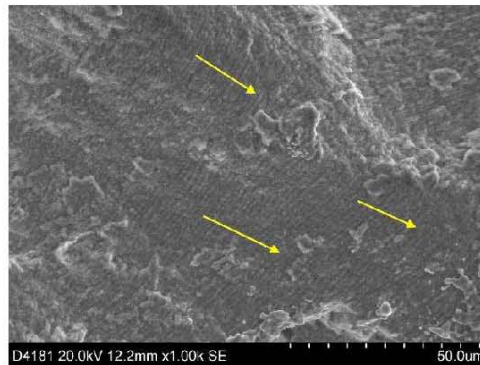


Photo no. 37



- 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.

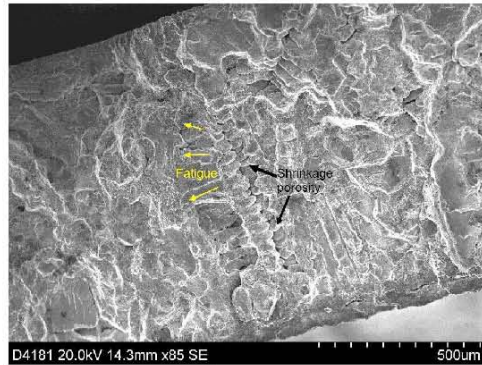
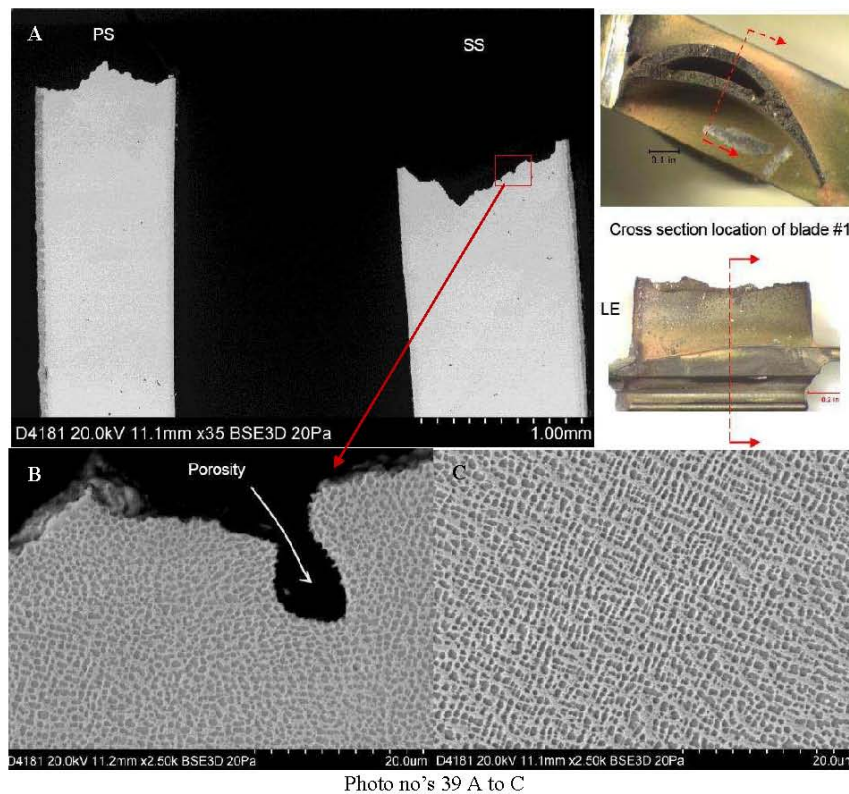


Photo no. 38



- 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.





- 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.

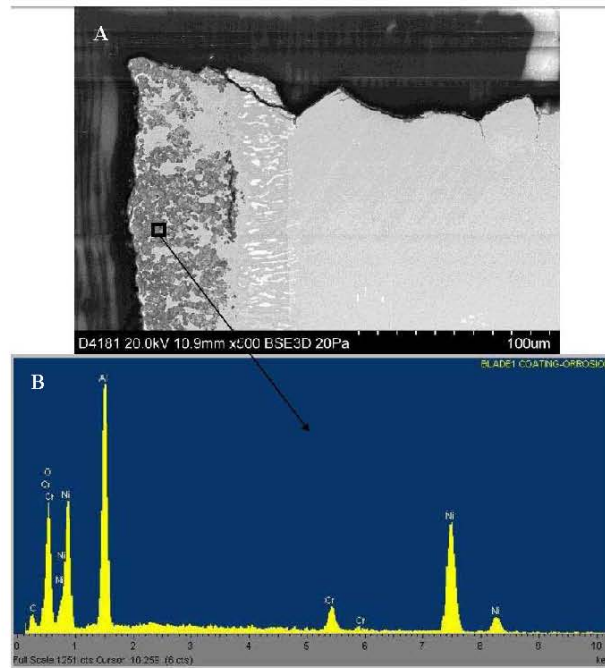


Photo no's 40 A & B



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

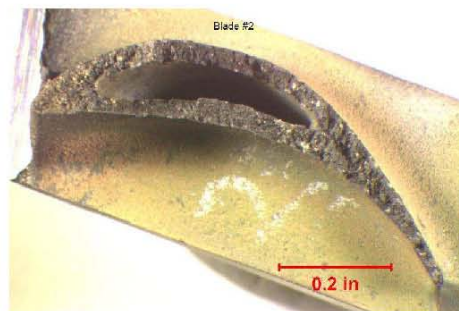


Photo no. 41

- 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.

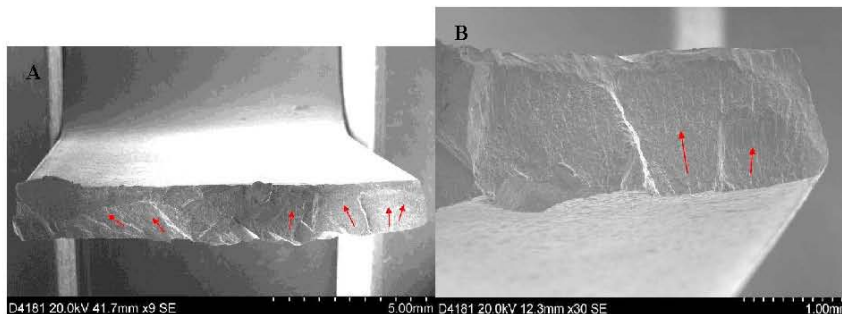


Photo no's 42 A & B



- 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.

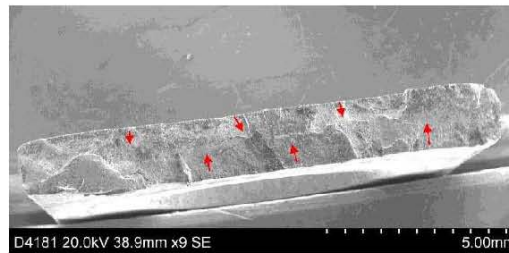


Photo no. 43

- 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.

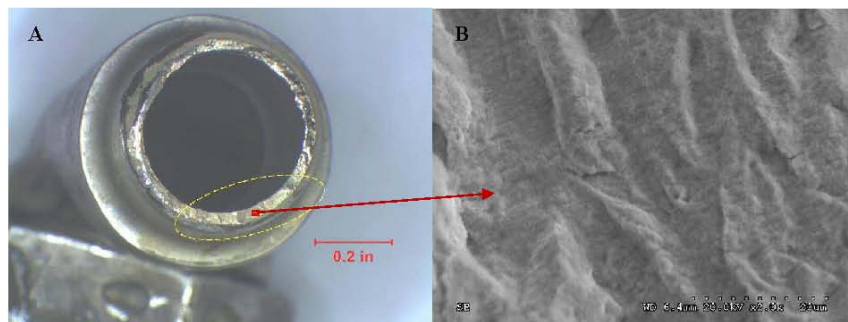


Photo no's 44 A & B

- 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.

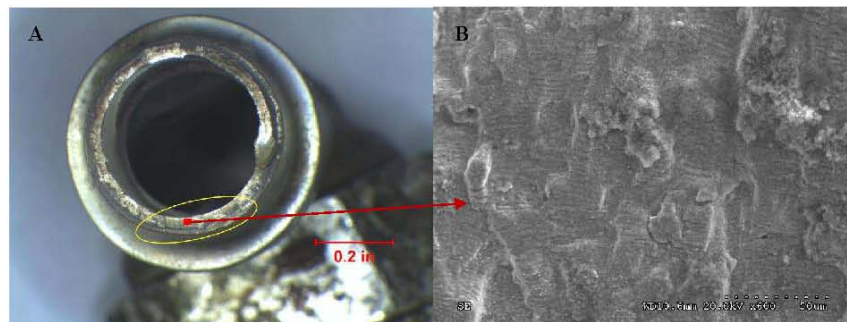


Photo no's 45 A & B

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

Engine / Component Investigation Report

P&WC 1076 (03-04)

**Pratt & Whitney Canada**

The Associated United Technologies / A United Technologies Company

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.

MH: RB August 31, 2012

M. Hemmings
Investigator

R. Benoit, Eng.
Service Investigation Manager

Distribution:

Marc Hamilton (TSBC)
Wilson Ling (TransAsia Airways)
Tommy Wang (TransAsia Airways)
Yun-Fu Liao (TransAsia Airways)
Bernard Michaud (SECA)
Maxence De Courson (SECA)
Sylvie Legault
Mark Badger
Claude Blais
Constantin Catanu
Cory Rutherford
Frederic Chapleau
Alexandre Fortier
Vincent St-Pierre
Jeffrey Quick

Sean Powers
Mustapha Tissakht
Don Drego
Paola Del Grande
Luc Brousseau
Peter Amsden
Adel Elhofy
Martin Allard
Natalie Ouellet
Giovanni Iarusso
Engine Tracking System
Andy Loo
Ken Hempton
File No. 12-042

附錄 4 飛航操作相關手冊資料

● FOM 有關內容：

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.
6. To hand over the aircraft controls, the PF has to call:
 - a. “YOU HAVE CONTROL”. As soon as positive control has been taken, PM must call: “I HAVE CONTROL”. In case of a rejected take-off, CM1 or CM2 must call “STOP” to replace the above phraseology.

...(略)

7.5.10 Crew Monitoring And Cross-Checking

1. The PF will monitor/control the aircraft, regardless of the level of automation employed.
2. The PM will monitor the aircraft and actions of the PF.

...(略)

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.

8.5 Distress and Urgency Communications

8.5.2 Urgency Communication

1. The urgency communications shall be conducted on the authority of the PIC of the aircraft when crewmembers suspect or worry that the safety of aircraft and (or) passengers might be affected.
2. In addition to being preceded by the radiotelephony urgency signal “PAN PAN” (preferably spoken three times) the urgency message shall consist of as many as required of the following elements and, if possible, transmitted in the given order:
 - Call sign of the station addressed (except the cases where any addressee of an urgency call is not specified).
 - Call sign of the aircraft station.
 - Nature of the urgent condition.
 - Measures the PIC intends to take.
 - Present position, level and heading.
 - Any other useful information.
3. The urgency calling shall be sent only on the authority of the PIC of the aircraft.

● AFM 有關內容：

	EMERGENCY PROCEDURES POWER PLANT	4_02	
		PAGE : 1	001
		EASA APPROVED	APR 11

4 . 02 . 01 - ENG FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE IN FLIGHT

PL affected side	FI
CL affected side	FUEL SO
FIRE HANDLE affected side	PULL
● After 10 seconds	
FIRST AGENT affected side	DISCH
■ If fire after further 30 seconds	
SECOND AGENT	DISCH

LAND AS SOON AS POSSIBLE

4 . 05 . 06 - RECOVERY AFTER STALL OR UNCOMMANDED 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).

- FCOM 有關內容：

R IN FLIGHT ENG FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE

ALERT

CONDITION	VISUAL	AURAL
Fire signal	- MW light flashing red - Associated ENG FIRE red light on CAP - red light in associated FIRE handle - FUEL SO red light in associated CL	CRC

PROCEDURE

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	APPLY

COMMENTS

- Fire handle remains illuminated as long as a fire is detected.
- The 10 seconds delay allows to reduce nacelle ventilation in order to increase the agent effect.
- CRC stops when depressing MW. May be cancelled by use of EMER AUDIO CANCEL SW.
- Do not attempt to restart engine.
- Refer to SINGLE ENG OPERATION procedure.

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
<u>Note:</u> This procedure is applicable whatever the LDG GEAR position is (DOWN or UP).	

 ATR 72 F.C.O.M.	PROCEDURES AND TECHNIQUES GPWS	2.02.16		
		P 1	001	
				JUN 97

AA

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.

■ **"WHOOOP WHOOOP 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.

■ **"SINK RATE"**

Adjust pitch attitude and power to silence the warning.

■ **"DON'T SINK"**

Adjust pitch attitude and power to maintain level or climbing flight.

■ **"TOO LOW GEAR" - "TOO LOW FLAPS" :**

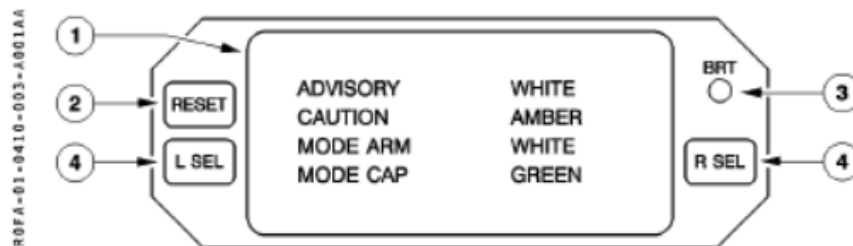
Correct the configuration or perform a go around.

■ **"GLIDE SLOPE"**

- Establish the airplane on the glide slope,
or
- Depress one GPWS/GS pb if flight below glide slope is intentional (non precision approach).

 ATR 72 F.C.O.M.	AFCS		1.04.10		
			P 3	001	
	GENERAL				DEC 96

ADU



① Display

The first line gives advisory messages in white letters
The second line gives caution messages in amber letters
The third line shows armed modes in white letters
The fourth line shows active modes in green letters.

② RESET pb

This button is used to cancel a caution message or to confirm an AFCS automatic choice.

③ BRT knob

Is used to adjust ADU Brilliance.

④ L SEL-R SEL pb

Is used in A.P. ground maintenance test.

	AFCS OPERATION	1.04.40		
		P 2	001	
				DEC 96

AA

FAILURES

When a failure appears on AFCS, AP MSG message is displayed on both EADI and corresponding explanation appears on ADU.

CAUSE	MESSAGE	PILOT ACTION
AP/YD Disengagement	AP/YD DISENGAGED YD DISENGAGED AP DISENGAGED	
Monitor	AFCS INVALID or AP INVALID	
CAT I or CAT II capacity	CAT I or CAT II displayed on the first line of ADU	
Loss of CAT II capacity	CAT II INVALID and CCAS is activated through the MFC (3 CLIC)	
Excess LOC or GS deviation	EXCESS DEV (LOC and GS scales flash amber on both EADI)	
Aberrrancy on ROLL AXIS	AILERON MISTRIM RETRIM ROLL R(L) WING DN	Refer to 2.05.11 Refer to 2.02.04
AIRCRAFT out of TRIM on PITCH AXIS	PITCH MISTRIM	Use of A/P prohibited
Loss of AUTOTRIM	PITCH TRIM FAIL	Use of A/P prohibited
Excess difference between both AHRS or both ADC	AHRS DATA INVALID ADC DATA INVALID	
Incorrect navigation source/selected mode	CHECK NAV SOURCE	
AP engagement on ground	NO ENGAGEMENT ON GROUND	
Loss of a coupled transmitter	CPL DATA INVALID	
AP engagement with a condition making this engagement impossible	ENGAGE INHIBIT	
Loss of computer	AFCS INVALID	
Loss of ASCB bus	Dashes on ADU	
Incoherence between ASCB AP/YD disengage data and clutches status. FAULT detected by ADU	DISENGAGED ANNUN DATA FAULT	
Mismatch between the two NAV receivers ILS in Dual CPL	NAV MISMATCH (R SEL) or NAV MISMATCH (LSEL)	

- FCTM 有關內容：

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	<u>Simultaneously</u> – Advance PL to Ramp – Reduce Pitch Attitude “FLAPS 15, 100 OVRD” – 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”
Stall Alert Vanished	– Retard PL to Notch “CONDITION LEVER AUTO”	“STALL RECOVERED” – Check PL at Notch – Select CL to AUTO
VmLB 0 (Normal)	“FLAPS ZERO” – Verify Flap 0 “CHECKED”	“WHITE BUG” – Select Flap 0 “FLAPS ZERO” – Verify Flap 0 indicated “FLAPS ZERO SET”
	– Increase IAS to 180 kts	

- QRH 有關內容：

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

SINGLE ENG OPERATION

LAND ASAP

PWR MGT TO if necessary then MCT

FUEL PUMP affected side OFF

DC GEN affected side OFF

ACW GEN affected side OFF

PACK affected side OFF

BLEED affected side OFF

APM (if installed) OFF

TCAS (if installed) TA ONLY

OIL PRESSURE ON FAILED ENGINE MONITOR

Note: In icing conditions, FLAPS 15 will be selected to improve drift down performances and single engine ceiling.

Note: Refer to pages (4.61) and (4.62) to determine single engine gross ceiling.

Note: If during the flight, a positive oil pressure has been noted on the failed engine for a noticeable period of time, maintenance must be informed.

Note: monitor fuel balance. Recommended operational maximum fuel unbalance is 200 kg (440 lb).

● When FUEL CROSS FEED is required

FUEL PUMP affected side ON

FUEL X FEED ON

FUEL PUMP operating engine OFF

● For approach

MAX APPROACH SLOPE for Steep Slope Approach 5.5°

BLEED NOT AFFECTED OFF

CL live engine 100% OVRD

APPROACH SPEED NOT LESS THAN 1.1VMCA

Note: Refer to page (4.64) to determine 1.1VMCA.

Note: At touch down, do not reduce below FI before nose wheel is on the ground.

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)

 72	FOLLOWING FAILURES AUTO PILOT	2.30	
		OCT 08	500

AILERON MISTRIM (ADU message)
– or – EXCESSIVE LATERAL TRIM REQUIRED
– or – ABNORMAL FLIGHT CHARACTERISTICS
FLIGHT CONTROLSHOLDING FIRMLY APDISCONNECT <u>Note:</u> FLY MANUALLY PRIOR TO ADJUSTING THE LATERAL TRIMS <u>Note:</u> The autopilot may be reengaged following adjustment of the lateral trims

PITCH MISTRIM (ADU message)
FLIGHT CONTROLSHOLDING FIRMLY APDISCONNECT <u>Note:</u> FLY MANUALLY UNTIL RESUMING NORMAL CONDITIONS

PITCH TRIM FAIL (ADU message)
FLIGHT CONTROLSHOLDING FIRMLY APDISCONNECT <u>Note:</u> FLY MANUALLY UNTIL RESUMING NORMAL CONDITIONS

DADC DATA INVALID (ADU Message)
INSTRUMENTSCROSSCHECK FAULTY ADC..... IDENTIFY ADC SW..... SELECT VALID ADC ■ If ADC 1 is wrong C/B ADC 1PULL ■ If ADC 2 is wrong C/B ADC 2PULL ADC FAULT procedure (2.32)APPLY

- ATR SOP 有關內容：

17. ILS APPROACH

PF	PM
When The Approach Clearance is Obtained	When The Approach Clearance is Obtained
– Check NAV-Setting – Select APP Mode on ADU “APPROACH MODE ARM”	“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 ($\pm 8^\circ$) 3) LOC distance is within 18 NM	

● FTMM 有關內容：

2.10 定期複訓

A) 飛航駕駛員

指對已任職於特定機型及職務之組員，為保持其熟練程度所實施之定期訓練。

2.10.1 地面學科訓練 (飛航駕駛員)

依據民航局「航務訓練作業」規定，飛航駕駛員地面學科時數，ATR 機隊每年應不少於 20 小時，A320 機隊每年應不少於 25 小時。

以 E-learning 或實體授課實施。學科訓練課目及說明如下：

課目	說明
Adverse Weather Operations	至少每半年實施一次，且需要測驗。 1. 1-6 月實施 Thunderstorm avoidance, Typhoon, Turbulence, Wet/Contaminated runway 2. 7-12 月實施 De-/Anti-icing policies and procedure, Cold weather operations, Head/Tail/Crosswind, Operations near volcanic ash.
Aircraft Upset Recovery	至少每三年實施一次。
Low visibility operations	至少每年實施一次。僅適用於 A320 機隊。
RVSM/RNP operations	至少每三年實施一次。僅適用於 A320 機隊。
Windshear Avoidance and Recovery	至少每三年實施一次。
Terrain Awareness / GPWS Alerts (CFIT)	至少每三年實施一次。
TCAS Procedure	至少每三年實施一次。
Aircraft Type Performance	至少每三年實施一次。包含 a) Weight & Balance calculation; b) takeoff, climb, cruise, approach and landing; c) obstacle clearance; d) fuel planning; e) diversion planning; f) MEL/CDL; g) engine-out driftdown.
Aircraft Type Systems and Limitations	至少每年實施一次，且需要測驗。每三年必須將機型之所有系統及限制複習一次。
Normal and Non-normal Procedures	至少每半年實施一次。
Airworthiness Release (without mechanic) by PIC	至少每年實施一次。僅適用於正駕駛。
Emergency Medical Service training	至少每三年實施一次。
Crew Resource Management (include Threat and Error Management)*	至少每三年實施一次，且需要測驗。
Emergency and Safety Equipment*	至少每年實施一次。
Emergency Evacuation*	至少每三年實施一次。
Dangerous Goods*	至少每 24 個月實施一次，且需要測驗。
Security (include Unlawful Interference)*	至少每三年實施一次。
Crew Incapacitation	至少每三年實施一次，且需要測驗。

標示星號 (*) 的課目由安管室於每年的飛安教育年度複訓中實施。

附錄 5 附件清單

1. 復興航務手冊
2. 復興 ATR-72 飛航手冊
3. 復興 ATR-72 飛航組員操作手冊
4. 復興 ATR-72 飛航組員訓練手冊
5. 復興 ATR-72 快速參考手冊
6. 復興 ATR-72 標準操作程序
7. 復興飛航訓練管理手冊
8. 復興聯管中心作業手冊
9. 事故航班載重平衡表
10. 飛航組員訓練與考核紀錄
11. 事故機機載航圖資料袋
12. 2012 年 P&WC 於羅馬簡報資料
13. ATR 飛機損壞報告
14. 歐盟三國對 PW127 型發動機之飛安建議資料
15. 座艙語音紀錄器抄件
16. 飛航計畫及飛航資料
17. 臺北近場管制塔臺及松山機場管制臺管制 GE515 之無線電通訊、平面通訊錄音及抄件
18. 臺北近場管制塔臺及松山機場管制臺之雷達螢幕照片及影片
19. 航管業務通用手冊第 21 版
20. 臺北近場管制塔臺業務手冊第 20.1 版
21. 松山機場管制臺業務手冊第 11 版
22. 飛航管理程序 CHG-5
23. 臺北飛航情報區飛航指南及 NOTAM (事故當日有效版本)

24. 臺北裝修區臺助航設備臺相關手冊及工作日記
25. 航管自動化系統（ATMS）手冊及教材
26. 臺北近場管制塔臺及松山機場管制臺相關人員個人基本資料及事故前 3 天之值班表
27. 臺北近場管制塔臺及松山機場管制臺當天之班務工作紀錄表及相關席位之管制經過報告表
28. 臺北近場管制塔臺及松山機場管制臺相關人員訪談記錄
29. 地面天氣分析圖及高空天氣分析圖
30. 松山機場地面天氣觀測紀錄及預報
31. SIGMET 及 SIGWX Chart
32. 衛星雲圖及都卜勒氣象雷達回波圖
33. 松山機場 ATIS 錄音及報文
34. 松山機場地面自動觀測系統紀錄資料與低空風切預警系統風切警示
35. 松山機場天氣警報及風切警報
36. 民航局電子式飛航指南（eAIP）
37. Flight Safety Foundation Approach-and-Landing Accident Reduction (ALAR) Tool Kit