

# 飛航事故調查報告

ASC-AOR-06-03-001

中華民國 93 年 10 月 18 日

復興航空公司 GE536 班機

A320-232 型機

國籍標誌及登記號碼 B-22310

台北/松山機場落地階段滑出跑道

行政院飛航安全委員會  
AVIATION SAFETY COUNCIL

中華民國 95 年 7 月



**飛航事故調查法第五條第一項規定：**

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

**國際民航公約第十三號附約第三章第 3.1 節規定：**

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

因此，依據飛航事故調查法及國際民航公約第十三號附約，本調查報告專供改善飛航安全之用。

此頁空白

## 摘要報告

民國 93 年 10 月 18 日，台北時間 1959 時<sup>1</sup>，復興航空運輸股份有限公司（以下簡稱復興）GE 536 班機，機型 A320-232，國籍標誌及登記號碼 B-22310，於台北/松山機場（以下簡稱松山機場）落地，在跑道末端緩衝區滑入左側草坪，鼻輪滑進排水溝中後停止。該機前起落架減震支柱內筒折斷，2 號發動機觸地受損，人員無傷亡。

行政院飛航安全委員會（以下簡稱本會）為負責調查發生於中華民國境內之民用航空器飛航事故之獨立政府機關，依據中華民國飛航事故調查法以及國際民航公約第 13 號附約（Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation），於事故發生後立即展開調查工作。受邀參與本次調查之機關包括：中華民國交通部民用航空局（簡稱民航局）、復興航空公司（簡稱復興）、法國民航事故調查局（Bureau D'enquetes et D'analyses pour la Securite de L'aviation Civile, BEA）等，其中法國 BEA 為國際民航公約第 13 號附約所稱之航空器製造國授權代表（Accredited Representative, AR），該團隊包括 Airbus 飛機製造公司。

經過近 7 個月之事實資料蒐集作業後，於 94 年 5 月 13 日發布本事故調查事實資料報告（編號：ASC-GRP-05-04-001），同時展開分析作業。本會於 94 年 9 月 8 日舉行「技術審查會議」，聽取參與調查相關機關（構）對調查分析內容之意見。綜整相關意見後，本會於 94 年 10 月 19 日將「調查報告草案」函送相關機關（構），請其提供意見。經專案調查小組參採相關機關（構）之回覆意見，調整本調查報告草案之內容後，於 95 年 1 月 24 日經本會第 86 次委員會議審核通過，並於 95 年 3 月 17 日對外發布。

本調查報告格式係參照國際民航公約第 13 號附約之規定撰寫，唯有以下不同處：

---

<sup>1</sup> 本報告之時間均係當地時間，採 24 小時制

第三章「結論」部分：為彰顯改善飛安之宗旨，不以處分或追究責任為目的，本會第 74 次委員會議決議，不再直接陳述「事故可能肇因及間接因素」，而以「調查發現」代之，並將其分為 3 類，即：「與可能肇因相關之調查發現」，「與風險相關之調查發現」以及「其他調查發現」。

第四章「飛安改善建議」部分：除對有關機關提出改善建議外，本會並將各參與機關提出之已實施或實施中之安全措施納入調查報告。此做法與澳大利亞運輸安全局（Australia Transportation Safety Bureau, ATSB）及加拿大運輸安全委員會（Transportation Safety Board Canada, TSB）等先進國家相同，亦符合第 13 號附約之原則，本會認為此舉更能達成改善飛航安全之目的。

本會依據分析資料提出以下之調查發現及改善建議。

## **調查發現**

### **與可能肇因有關之調查發現**

此類調查發現係屬已經顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素。其中包括：不安全作為、不安全狀況或造成本次事故之安全缺失等。

1. 航機於無線電高度 20 呎以下或/及收油門警示聲響（RETARD）提示時，操控駕駛員未將 2 號油門控制桿收至慢車（IDLE）位置，致落地後地面擾流板雖已備動但未致動，因而自動煞車亦未致動，另因 2 號油門控制桿位置仍在 22.5 度，當自動油門轉為人工操作模式後，2 號發動機之推力輸出亦轉為大於慢車推力（EPR 1.08）。駕駛員於著陸 13 秒後使用人工煞車，仍未能在剩餘跑道上完成減速。（1.11.2、2.3.2、2.3.3、2.4）
2. 監控駕駛員於著陸時，習慣性叫出「spoiler」，未依標準操作程序先檢查 ECAM 之顯示後再呼叫，致未發現地面擾流板未致動之狀況（2.3.3）

### **與風險有關之調查發現**

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

1. 著陸後，2 號油門控制桿未收至慢車位置，「RETARD」警告聲響已中斷，亦無其它方式提示駕駛員收回油門控制桿。(2.5.4)
2. 松山機場宣告之跑道安全區域範圍限縮、區域內具非助導航設施之固定物體及設置明渠等部分，不符「民用機場設計暨運作規範」之要求。(2.6)

### **其它調查發現**

此類調查發現係屬具有促進飛航安全、解決爭議或澄清疑慮之作用者。其中部份調查結果為大眾所關切，且見於國際調查報告之標準格式中，以作為資料分享、安全警示、教育及改善飛航安全之用。

1. 兩位駕駛員持有符合我國民航法規要求之有效證照，事故前 72 小時內之工作及休息時間正常，無證據顯示在事故發生時，受到生理、心理、藥物或酒精之影響。(1.5、2.1)
2. 該機載重與平衡在限制範圍內，適航指令已全部執行，維修紀錄無異常登錄，結構之損害係於滑出跑道後與地物撞擊所致，無證據顯示機械因素與本次事故肇因有關。(1.6、1.12、2.1)
3. 「飛航管制程序」與「航空氣象規範」對風切警報之發布與取消規定不一。(2.2.1)
4. 1220 時至事故前在松山機場離、到場之駕駛員，均收到風切警示，惟於未遭遇風切時，未依航空氣象規範通知飛航服務單位。(2.2.2)
5. 該機之落地外型、速度及相關系統等設定，符合該型機飛航相關手冊要求。(2.3.1)

### **飛安改善建議**

#### **期中飛安通告**

本會於民國 93 年 10 月 20 日發布編號 ASC- IFSB- 04- 10- 001「事故調查期中飛安通告」，建議事項如下：

1. 加強駕駛員對航空器在濕滑跑道落地操控技術、減速系統及組員合作等之訓練

及考驗，以及駕駛員對航空器性能資料查閱及運用之熟悉度。

2. 對航空器減速系統之維修及品保作業進行特別檢視。
3. 重新檢視跑道摩擦係數及胎屑清除作業程序，並對跑道摩擦係數進行特別檢查。

### **飛安改善建議**

#### **致復興航空運輸股份有限公司**

1. 對 A320/A321 機隊駕駛員加強該型機有關「油門控制桿及地面擾流板之設計與操控邏輯」之教育訓練。(ASC-ASR-06-03-001)
2. 要求駕駛員著陸時，應確按落地階段標準操作程序及飛航相關手冊規定執行檢查及呼叫程序。(ASC-ASR-06-03-002)

#### **致交通部民用航空局**

1. 重新檢視發布及取消風切警報有關之作業規定及程序。(ASC-ASR-06-03-003)
2. 重新檢視對航空業者通報低空風切有關資訊之規定及程序，並要求確實執行。(ASC-ASR-06-03-004)
3. 持續按「民用機場設計暨運作規範」改善有關跑道地帶、跑道地帶平整區及跑道端安全區使符合要求。(ASC-ASR-06-03-005)

#### **致空中巴士飛機製造公司**

1. 重新檢視「RETARD」警告聲響設計之停止模式或其它警告方式，於確定落地後油門控制桿未收至慢車位置時，仍應持續警示駕駛員。(ASC-ASR-06-03-006)

## 目 錄

摘要報告.....	I
目錄.....	V
表目錄.....	IX
圖目錄.....	XI
英文縮寫對照表.....	XIII
第一章 事實資料.....	1
1.1 飛航經過.....	1
1.2 人員傷害.....	2
1.3 航空器損害情況.....	3
1.4 其它損害情況.....	4
1.5 人員資料.....	6
1.5.1 駕駛員經歷.....	6
1.5.1.1 CM-1.....	6
1.5.1.2 CM-2.....	6
1.5.2 訓練及考驗紀錄.....	7
1.5.2.1 CM-1.....	7
1.5.2.2 CM-2.....	7
1.5.3 地面學科定期複訓.....	8
1.5.3.1 CM-1.....	9
1.5.3.2 CM-2.....	9
1.5.4 健康狀況.....	9
1.5.4.1 CM-1.....	9
1.5.4.2 CM-2.....	9
1.5.5 事故前 72 小時活動.....	9
1.5.5.1 CM-1.....	9
1.5.5.2 CM-2.....	9
1.6 航空器資料.....	10
1.6.1 維修紀錄.....	10
1.6.1.1 煞車.....	11

1.6.1.2	反推力器.....	11
1.6.1.3	擾流板.....	12
1.6.1.4	重覆故障與處理程序.....	13
1.6.2	航空器減速相關系統說明.....	13
1.6.2.1	擾流板.....	14
1.6.2.2	煞車系統.....	16
1.6.2.3	推力控制與油門控制桿角度.....	18
1.6.3	性能及載重平衡資料.....	19
1.7	天氣資料.....	20
1.7.1	颱風概述.....	20
1.7.2	地面天氣觀測.....	21
1.7.3	飛行天氣報告之風切警訊.....	22
1.7.3.1	松山機場飛行天氣報告之風切警訊.....	22
1.7.3.2	飛行天氣報告風切警訊之相關規範.....	23
1.8	助、導航設施.....	26
1.9	通信.....	26
1.10	場站資料.....	27
1.10.1	一般資料.....	27
1.10.2	跑道安全區域.....	27
1.10.3	跑道安全區域規範.....	29
1.11	飛航紀錄器.....	30
1.11.1	座艙語音紀錄器.....	30
1.11.2	飛航資料紀錄器.....	31
1.12	航空器殘骸與撞擊資料.....	38
1.12.1	損壞及受污染區域.....	38
1.13	醫學與病理.....	49
1.14	火災.....	49
1.15	生還因素.....	49
1.16	測試與研究.....	50
1.16.1	地面擾流板測試.....	50

---

1.16.2	煞車系統與反推力系統測試檢查 .....	51
1.16.2.1	煞車系統 .....	51
1.16.2.2	反推力系統測試 .....	52
1.16.3	油門控制桿角度與顯示 .....	53
1.17	組織與管理 .....	54
1.17.1	飛航相關之組織與管理 .....	54
1.17.1.1	安全管制室 .....	55
1.17.1.2	航務處 .....	55
1.17.1.2.1	機隊管理部 .....	56
1.17.1.2.2	標準訓練部 .....	56
1.18	其他資料 .....	58
1.18.1	現場量測 .....	58
1.18.2	航空器處理 .....	60
1.18.3	訪談摘要 .....	61
1.18.3.1	駕駛員訪談 .....	61
1.18.3.1.1	CM-1 .....	61
1.18.3.1.2	CM-2 .....	62
1.18.4	操作手冊 (Flight Crew Operating Manual) 摘要 .....	63
1.18.5	A320 標準操作程序摘要 .....	74
1.18.6	Quick Reference Hand Book 摘要 .....	75
1.18.7	A320 最低裝備需求表 (Minimum Equipment List) 摘要 .....	76
第二章	分析 .....	77
2.1	概述 .....	77
2.2	天氣 .....	77
2.2.1	風切警報之取消 .....	77
2.2.2	空中報告 .....	78
2.3	飛航操作 .....	79
2.3.1	飛航天氣情況及落地外型與相關系統設定 .....	79
2.3.2	著陸點 .....	79
2.3.3	落地操作 .....	80

---

2.3.3.1	收油門.....	82
2.3.3.2	地面擾流板及自動煞車致動 .....	83
2.3.3.3	檢查及呼叫.....	84
2.3.3.4	減速停機.....	86
2.4	落地距離.....	87
2.5	航空器有關系統.....	88
2.5.1	地面擾流板自動展開功能.....	88
2.5.2	煞車.....	89
2.5.3	反推力器.....	89
2.5.4	油門位置警告裝置.....	89
2.6	跑道安全區域.....	90
第三章	結論.....	93
3.1	與可能肇因有關之調查發現.....	93
3.2	與風險有關之調查發現.....	93
3.3	其它發現.....	94
第四章	飛安改善建議.....	95
4.1	改善建議.....	95
4.1.1	事故調查期中飛安通告.....	95
4.1.2	飛安改善建議.....	95
4.2	已完成或進行之改善措施.....	96
附錄 1	GE 536 座艙語音紀錄器抄件 .....	99
附錄 2	B-22310 飛航參數列表.....	113
附錄 3	AIRBUS 製造商提供之地面擾流板伸出測試程序 .....	119
附錄 4	著陸點位置及必要落地距離分析報告（復興） .....	121
附錄 5	座艙聲音之頻譜能量分析.....	127
附錄 6	不同減速條件下之落地距離分析報告（空中巴士製造商） .....	131
附錄 7	空中巴士製造商對「Retard」聲響停止原因之說明.....	135

---

## 表目錄

表 1.2-1	人員傷亡表 .....	2
表 1.5-1	駕駛員基本資料表 .....	6
表 1.6-1	基本資料表 .....	10
表 1.6-2	發動機基本資料表 .....	10
表 1.6-31	號發動機反推力器系統故障及改正紀錄表 .....	11
表 1.6-42	號發動機反推力器系統故障及改正紀錄表 .....	11
表 1.6-5	GE 536 載重及平衡相關資料表 .....	19
表 1.7-1	松山機場地面自動觀測系統紀錄資料表 .....	22
表 1.7-2	1220 至事故當時相關風切資訊表 .....	22
表 1.11-1	航向、1/2 號油門控制桿角度與發動機壓力比比較表 .....	33
表 1.11-2	煞車踏板及主輪煞車壓力比較表 .....	34
表 1.16-1	油門控制桿實際位置與指示角度顯示表 .....	54
表 2.4-1	不同道面條件落地距離比較表 .....	88

此頁空白

## 圖目錄

圖 1.3-1	該機停止後之情形 .....	3
圖 1.3-2	鼻輪起落架滑入排水溝之情形 .....	3
圖 1.3-3	前起落架減震支柱內筒折斷 .....	4
圖 1.3-4	2 號發動機罩底部與地面撞擊壓擠 .....	4
圖 1.4-1	跑道端燈損毀情形 .....	5
圖 1.4-2	電力手孔損毀情形 .....	5
圖 1.6-1	擾流板位置圖 .....	14
圖 1.6-2	地面擾流板致動邏輯圖 .....	15
圖 1.6-3	自動煞車控制面板 .....	17
圖 1.6-4	油門控制桿角度與作用範圍 .....	18
圖 1.6-5	油門控制桿位置與人工/自動油門系統致動區域 .....	19
圖 1.7-1	2023 時紅外線衛星雲圖 .....	20
圖 1.7-2	2000 時地面衛星天氣分析圖 .....	21
圖 1.10-1	台北松山機場圖 .....	28
圖 1.10-2	跑道參考長度分類 3 或 4 之精確進場跑道地帶平整區 .....	29
圖 1.11-1	飛航資料繪圖 (一) .....	35
圖 1.11-2	飛航資料繪圖 (二) .....	36
圖 1.11-3	飛航軌跡與衛星地圖套疊 .....	37
圖 1.12-1	損壞及受污染區域圖 .....	38
圖 1.12-2	鼻輪及減震支柱內筒折斷，電線損壞 .....	39
圖 1.12-3	鼻輪起落架失去鼻輪及減震支柱內筒情形 .....	39
圖 1.12-4	後鼻輪艙門變形及損壞情形 .....	40
圖 1.12-5	左起落架電氣及液壓系統損壞情形 .....	40
圖 1.12-6	左起落架刮痕-最深處 0.5mm .....	40
圖 1.12-7	扇葉損壞 .....	41
圖 1.12-8	心錐刮損 .....	41
圖 1.12-9	進氣罩內部 4 處損壞 .....	42
圖 1.12-10	進氣罩外部 1 處損壞 .....	42
圖 1.12-11	落地燈破損 .....	43

圖 1.12-12	扇葉損壞 .....	43
圖 1.12-13	管路彎曲變形，底部疏油涵管失蹤 .....	44
圖 1.12-14	滑油冷卻器損壞 .....	44
圖 1.12-15	發動機罩損壞情形 .....	45
圖 1.12-16	上部及側邊盖板螺栓拔出 .....	46
圖 1.12-17	頂盤螺栓拔出 .....	46
圖 1.12-18	螺栓拔出結構變形 .....	46
圖 1.12-19	底部結構流線扭曲變形 .....	47
圖 1.12-20	垂直結構變形 .....	47
圖 1.12-21	整流盖板變形 .....	47
圖 1.12-22	上部懸桁角鋼皺摺變形 .....	48
圖 1.12-23	1 號前緣襟翼損壞情形 (1) .....	48
圖 1.12-24	1 號前緣襟翼損壞情形 (2) .....	48
圖 1.16-1	輪胎有深切割與斜向刮痕 .....	52
圖 1.16-2	TLA 與 TRA 之關係圖 .....	53
圖 1.17-1	復興組織圖 .....	54
圖 1.18-1	現場量測圖 .....	59
圖 1.18-2	該機鼻輪滑入明溝之情形 .....	59
圖 1.18-3	該機之胎痕軌跡 .....	60
圖 1.18-4	機身 15、21 及 62 橫框處以吊帶拖吊 .....	60
圖 1.18-5	航空器以吊帶捆綁主起落架外筒拖離草坪 .....	61
圖 2.3-1	落地階段 CVR 與 FDR 比對結果之相關位置圖 .....	81
圖 2.3-2	擾流板伸展邏輯圖 .....	84
圖 2.3-3	地面擾流板伸出 ECAM 之顯示 .....	85
圖 2.3-4	地面擾流板未伸出 ECAM 之顯示 .....	85
圖 2.6-1	跑道參考長度分類 4 之精確進場跑道之跑道安全區域 .....	90
圖 2.6-2	松山機場跑道安全區域規範要求與飛航情報指南宣告之比較圖 .....	92

## 英文縮寫對照表

ACMP	AC Motor Pump	交流電泵
AIDS	Aircraft Integrated Data System	航空器整合資料系統
AIP	Aeronautical Information Publication	飛航指南
AIREP	Air Report	空中報告
AMM	Aircraft Maintenance Manual	航空器維護手冊
APU	Auxiliary Power Unit	輔助動力單元
AR	Accredited Representative	授權代表
AWOS	Automated Weather Observation Systems	地面自動觀測系統
ASC	Aviation Safety Council	飛航安全委員會
ATR	AVIONS DE TRANSPORT REGIONAL	ATR 飛機製造廠
ATSB	Australia Transportation Safety Bureau	澳大利亞運輸安全局
BEA	Bureau Enquetes Accidents	法國民航事故調查局
BITE	Built In Test Equipment	系統內部自測
BSCU	Brake Steering Control Unit	煞車及轉向控制單元
CRM	Crew Resources Management	組員資源管理
CVR	Cockpit Voice Recorder	座艙語音紀錄器
DD	Deferred Defect	延遲改正缺點
EPR	Engine Pressure Ratio	發動機壓力比值
FADEC	Full Authorized Digital Engine Control	發動機電子控制
FDR	Flight Data Recorder	飛航資料紀錄器
FOM	Flight Operations Manual	航務手冊
FOQA	Flight Operations Quality Assurance	飛航作業品質保證
FTM	Flight Training Manual	飛航訓練手冊
FTMM	Flight Training Management Manual	飛航訓練管理手冊
FWC	Flight Warning Computer	飛航警告電腦
HCU	Hydraulic Control Unit	清潔液壓控制單元
IAE	International Aero Engines	國際航空發動機公司
ILS	Instrument Landing System	儀器降落系統
LLWAS	Low Level Wind Shear Alert System	低空風切警告系統

LOMS	Line Operations Monitor System	飛航監視系統
MAC	Mean Aerodynamic Chord	平均空氣動力弦
MCDU	Multi-purpose Control and Display Unit	多功能控制顯示單元
MEL	Minimum Equipment List	最低裝備需求手冊
METAR	Meteorological Report	飛行定時天氣報告
PF	Pilot Flying	操控駕駛員
PM	Pilot Monitor	監控駕駛員
SB	Service Bulletin	服務通告
SOP	Standard Operation Procedure	標準操作程序
TLA	Throttle Lever Angle	油門控制桿角度
TSB	Transportation Safety Board Canada	加拿大運輸安全委員會
UTC	Coordinated Universal Time	世界標準時間

# 第一章 事實資料

## 1.1 飛航經過

民國 93 年 10 月 18 日，台北時間 1959 時，復興航空運輸股份有限公司 GE 536 班機，機型 A320-232，國籍標誌及登記號碼 B-22310，由台南機場飛抵台北/松山機場 10 號跑道落地，在跑道末端緩衝區滑入左側草坪，鼻輪滑進排水溝中後停止。該機載有駕駛員 2 人（CM-1 及 CM-2），客艙組員 4 人、乘客 100 人，合計 106 人，人員無傷亡，前起落架減震支柱內筒折斷，2 號發動機觸地受損。

1924 時，該機由台南起飛，CM-1 係機長在左座擔任監控駕駛員（Pilot Monitor, PM），CM-2 係副駕駛員在右座擔任操控駕駛員（Pilot Flying, PF）。該機實施松山機場 10 號跑道儀器降落系統（Instrument Landing System, ILS）進場，1958:12 時，獲得落地許可。1928 時，松山機場終端資料自動廣播服務（Automatic Terminal Information Service, ATIS）顯示「預計 ILS 進場使用 10 號跑道；風向不定，風速 3 浬/時；能見度 4,500 公尺；小雨；疏雲 800 呎、裂雲 1,800 呎、密雲 3,500 呎；溫度 23° C，露點 22° C；高度表撥定值 1008 百帕；10 號跑道有風切；低空風切諮詢進行中；若遭遇中度至嚴重風切時，通知台北近場管制台或松山塔台。」

依該機飛航資料紀錄器（Flight Data Recorder, FDR）及座艙語音紀錄器（Cockpit Voice Recorder, CVR）紀錄顯示：

- 最後進場時，落地總重 55,140 公斤，襟翼設定「3」，進場空速設定「137 浬/時」，地面擾流板（Ground Spoiler）設定「ARMED」，自動煞車設定「MED」，防滑煞車（Anti-skid Selected）設定「ON」；
- 1959:04 時，無線電高度 282 呎，自動駕駛解除，保持自動油門。無線電高度 20 呎至主輪著陸間，座艙語音紀錄器紀錄有「RETARD」（收油門）聲 4 次；
- 1959:27 時，主輪著陸，空速 138 浬/時，地速 146 浬/時，航向 093 度，風向 297 度，風速 11 浬/時，1/2 號油門控制桿位置分別在 19.7 度及 22.5 度。3 秒後，鼻輪著陸，1/2 號油門控制桿位置分別在 -22.5 度及 22.5 度；

- 1959:32 時，自動油門解除，1 號發動機反推力器展開，2 號發動機反推力器未展開；
- 1959:37 時，CM-1 道「沒有煞車喔」，至 1959:50 時，CM-1 有 5 度提及沒有煞車，此時空速 112 浬/時，地速 109 浬/時；
- 1959:42 時，左/右煞車踏板角度位置分別為 28 度及 46 度，8 秒後至該機停止間，均在 62 度至 80 度間；
- 地面擾流板未曾展開。

該機於通過 10 號跑道頭後 1,750 呎處著陸，鼻輪通過跑道末端 321 呎後向左偏出，停止於緩衝區北側，機頭朝向 002 度，主輪距緩衝區約 72 呎。

該機維修紀錄顯示：10 月 15 日，2 號發動機反推力器系統故障，按最低裝備需求手冊該故障列入延遲改正項目，同時將反推力器鎖定在不作用狀態。

## 1.2 人員傷害

該機搭載 2 位駕駛員、4 位客艙組員及 100 位乘客，人員無傷亡，如表 1.2-1。

表 1.2-1 人員傷亡表

傷亡情形	組員	乘客	其他	總計
死亡	0	0	0	0
重傷	0	0	0	0
輕傷/無傷	6	100	0	106
總計	6	100	0	106

### 1.3 航空器損害情況

該機滑出跑道後，機身與跑道方向約呈垂直，停止於泥濘草地（如圖1.3-1），鼻輪起落架落入深約1公尺之排水溝（如圖1.3-2），前起落架減震支柱內筒折斷（如圖1.3-3），2號發動機罩底部與地面撞擊壓擠（如圖1.3-4），發動機部份葉片受損，2號發動機吊艙結構受損。



圖 1.3-1 該機停止後之情形



圖 1.3-2 鼻輪起落架滑入排水溝之情形



圖 1.3-3 前起落架減震支柱內筒折斷



圖 1.3-4 2 號發動機罩底部與地面撞擊壓擠

#### 1.4 其它損害情況

該機鼻輪胎痕通過兩跑道端燈，如圖 1.4-1；右主輪胎痕通過位於草地上之電力手孔 (Electrical Handhole)，電力手孔損毀情形如圖 1.4-2。

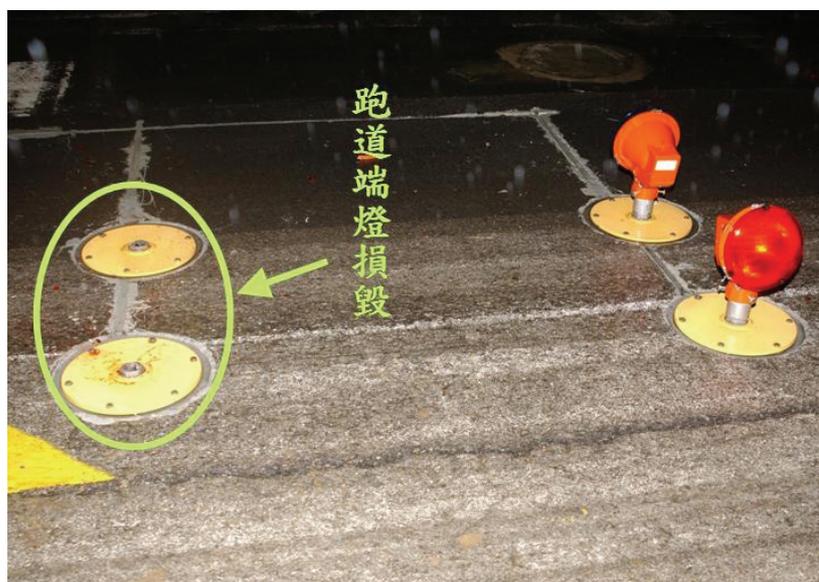


圖 1.4-1 跑道端燈損毀情形



圖 1.4-2 電力手孔損毀情形

## 1.5 人員資料

### 1.5.1 駕駛員經歷

#### 1.5.1.1 CM-1

CM-1為中華民國籍，曾任軍事駕駛員，服役期間之飛航時間為2,686:20小時。民國79年9月進入復興，擔任ATR 42/72型機副駕駛員，民國81年1月擔任ATR 42/72型機正駕駛員，ATR 42/72型機飛航時間為1,502:54小時。民國82年8月於法國Airbus訓練中心完成A320型機正駕駛員訓練，民國86年4月擔任A320/A321教師駕駛員，民國87年4月擔任A320/A321檢定駕駛員。A320/A321型機飛航時間為8,729:03小時，總飛航時間為12,918:17小時。

#### 1.5.1.2 CM-2

CM-2為中華民國籍，曾任軍事駕駛員，服役期間之飛航時間為2,163:30小時。民國83年5月進入復興，擔任ATR 42/72型機副駕駛員，ATR 42/72型機飛航時間為1,219:51小時。民國85年4月於法國Airbus訓練中心完成A320/A321型機副駕駛員訓練。A320/A321型機飛航時間為7,048:35小時，總飛航時間為10,431:56小時。

表 1.5-1 駕駛員基本資料表

項 目	CM-1	CM-2
性 別	男	男
事故發生時年齡 (歲)	51	45
進入復興航空公司日期	79年9月11日	83年5月24日
執業證書種類	民航業運輸駕駛員 101016	民航業運輸駕駛員 101475
檢 定 證 項 目	A320/A321	A320/A321 F/O
到 期 日 期	94年7月18日	94年4月16日
體 格 檢 查 種 類	甲類駕駛員	甲類駕駛員
到 期 日 期	94年3月31日	93年12月31日
最近一次飛航檢定	93年10月16日	93年5月10日
總 飛 航 時 間	12,918 小時 17 分	10,431 小時 56 分
最近 12 個月飛航時間	793 小時 38 分	777 小時 50 分
最近 90 日內飛航時間	152 小時 40 分	141 小時 44 分
最近 30 日內飛航時間	59 小時 57 分	61 小時 53 分
最近 7 日內飛航時間	28 小時 30 分	24 小時 48 分
A320/A321 飛航時間	8,729 小時 03 分	7,048 小時 35 分
事故日已飛時間	3 小時 11 分	3 小時 11 分
事故前休息時間	24 小時以上	24 小時以上

## 1.5.2 訓練及考驗紀錄

### 1.5.2.1 CM-1

#### 機種轉換訓練

民國82年5月19日至6月30日在法國Aeroformation Airbus Training Organization完成A320型機正駕駛員之地面學科及模擬機訓練，取得機種檢定證書。同年7月12日至8月6日完成性能與航路之訓練及檢定。民國84年7月取得A320/A321差異訓練合格證書。

#### 資格訓練

民國86年2月24日至3月1日在印度Hyderabad Training Center完成A320/A321型機模擬機暨教師駕駛員資格訓練，於3月5日完成教師駕駛員性能及起落檢定。

民國87年4月7日至4月8日完成A320/A321型機檢定駕駛員資格訓練，並於4月10日完成檢定駕駛員航路檢定。

#### 定期複訓

民國83年至85年間，復興之駕駛員模擬機定期複訓在法國吐魯斯Airbus Training Center或美國邁阿密Airbus Training Center實施，民國86年改在印度Hyderabad Training Center實施，由復興教師駕駛員施訓，民航局委任之檢定考試官執行檢定。民國87年至89年改在新加坡Asia Pacific Training & Simulator PTE LTD進行。民國90年起則改在香港GE Capital Aviation Training (GECAT) 或Dragonair Training Center實施。

CM-1完成機種轉換訓練後，迄事故時之定期複訓與檢定皆合格，評語欄無不正常記載。

### 1.5.2.2 CM-2

#### 機種轉換訓練

民國84年12月至85年1月31日在復興由教師駕駛員施予A320/A321型機副駕駛員之地面學科訓練，並於85年3月在Airbus Training Center接受該型機模擬機訓練及

A320/A321差異訓練。同年4月完成該型機副駕駛員性能與航路之訓練及檢定。

### **定期複訓**

CM-2完成機種轉換訓練後，迄事故時之定期複訓與檢定皆合格，評語欄無不正常記載。

#### **1.5.3 地面學科定期複訓**

復興駕駛員每年實施2次定期複訓，於術科實施前，先進行「地面學科」，訓練時間為1天，課程包括：

1. 民航法規1小時；
2. 組員資源管理（Crew Resources Management, CRM）1小時；
3. 標準操作程序（Standard Operation Procedure, SOP）2小時；
4. 可控飛行撞地 / 減低進場及落地失事 / 近地警告系統 / 航情警告及避撞系統（Controlled Flight Into Terrain / Approach and Landing Accident Reduction / Ground Proximity Warning System / Traffic Alert and Collision Avoidance System）1小時；
5. 航空器系統不正常操作（含緊急程序、不正常姿態改正、低空風切警告系統及迴避等）2小時；
6. 特殊飛航作業3小時；
7. 不良天候1小時；
8. 檢定駕駛員提示1小時；
9. 其它需加強補充課程；及
10. 測驗1小時。

駕駛員地面學科定期複訓之課程及測驗係由該型機機隊之教師駕駛員或檢定駕駛員擔任。

### 1.5.3.1 CM-1

依據復興提供之CM-1最近兩年地面學科訓練紀錄，實施日期及測驗成績分別為：民國93年10月7日為95分，民國93年2月17日為100分，民國92年6月27日為95分，民國92年1月9日為100分。

### 1.5.3.2 CM-2

依據復興提供之CM-2最近兩年地面學科訓練紀錄，實施日期及測驗成績分別為：民國93年10月7日為100分、民國93年4月20日為100分，民國92年11月5日為100分，民國92年4月7日為100分。

## 1.5.4 健康狀況

### 1.5.4.1 CM-1

民航局核發予CM-1之體格檢查及格證中「限制」欄註明，該員：「視力需戴眼鏡矯正」。

### 1.5.4.2 CM-2

民航局核發予CM-2之體格檢查及格證中「限制」欄無註記事項。

## 1.5.5 事故前 72 小時活動

### 1.5.5.1 CM-1

10月15日：1430時至2000時在香港執行模擬機考訓任務，隨後搭乘2145時班機從香港返回台北，約0100時返家（午夜）。

10月16日：在家休息。

10月17日：1300時赴中正機場接家人返台，之後在家休息。

10月18日：起床後游泳運動，中餐用畢後約1300時赴松山機場開始執行當日任務。

### 1.5.5.2 CM-2

10月15日：在家休假。

10月16日：在家休假。

10月17日：日間在家休假，1800時參加聚餐，約2000時返家休息。

10月18日：上午在家休息，中餐用畢後約1300時赴松山機場開始執行當日任務。

## 1.6 航空器資料

該機基本資料如表1.6-1。

表 1.6-1 基本資料表

編號	項 目	內 容
1	機 型	A320-232
2	登 記 號 碼	B-22310
3	製 造 廠	Air Bus Industries
4	製 造 序 號	0791
5	製 造 日 期	民國 87 年 2 月
6	交 機 日 期	民國 87 年 6 月 24 日
7	使 用 人	復興航空運輸股份有限公司
8	所 有 人	匯業租賃股份有限公司
9	適航證號碼 / 有效期限	93-04-041 / 民國 94 年 3 月 31 日
10	總 飛 行 時 數	12,124 小時 31 分
11	總 落 地 次 數	16,248 次
12	上次 A 級檢查完工日期	民國 93 年 8 月 13 日
13	自上次 A 級檢查完工後之 飛行時數 / 落地次數	331 小時 56 分 / 395 次

該機裝置兩具國際航空發動機公司（International Aero Engines, IAE）之 V2527-A5 型發動機，其基本資料如表 1.6-2。

表 1.6-2 發動機基本資料表

位 置	序 號	安 裝 日 期	總使用時數	翻修後使用時數	總落地次數
1	V10174	92 年 9 月 8 日	12,879:53	2,039:30	17,827
2	V10578	90 年 11 月 6 日	9,116:27	5,384:39	12,598

### 1.6.1 維修紀錄

該機煞車、反推力器及擾流板等之相關維修資料分述如下。

### 1.6.1.1 煞車

該機近30日內，無更換煞車盤之紀錄。在93年10月6日之維修紀錄列有煞車及轉向控制單元（Brake Steering Control Unit, BSCU）1號頻道故障，經維修人員於當日清潔線路接頭並按AMM<sup>2</sup> 32-46-00執行系統內部自測（Built In Test Equipment, BITE），故障排除。

### 1.6.1.2 反推力器

該機近90日內，1號與2號發動機反推力器系統故障情況及改正紀錄如表1.6-3及1.6-4：

表 1.6-3 1 號發動機反推力器系統故障及改正紀錄表

項次	故障紀錄	發生日期 (航班)	轉入延遲改正 缺點日期	改正情況
1	1 號發動機反推力器 故障燈亮	9 月 27 日 (GE 355)	無	依 AMM 78-31-00 執行發動機 FADEC <sup>3</sup> 1 通電檢測，該反推 力器系統故障排除
2	1 號發動機反推力器 故障燈亮	10 月 9 日 (GE 538)	無	清潔液壓控制單元(Hydraulic Control Unit, HCU)；依 AMM 78-31-00 執行反推力器系統檢 測共 10 次，情況均正常

表 1.6-4 2 號發動機反推力器系統故障及改正紀錄表

項次	故障紀錄	發生日期 (航班)	轉入延遲改正 缺點日期	改正情況
1	2 號發動機反推力器 故障燈亮	10 月 10 日 (GE 529)	無	依 AMM 78-31-00 執行反 推力器系統功能檢測情 況正常

<sup>2</sup> AMM-航空器維護手冊（Aircraft Maintenance Manual）。

<sup>3</sup> FADEC-發動機電子控制（Full Authorized Digital Engine Control）。

2	2號發動機反推力器 故障燈亮	10月10日 (GE 532)	當日登錄 DD <sup>4</sup> #27588	按 MEL <sup>5</sup> 將該系統功能解除，轉入延遲改正缺點。
3	2號發動機反推力器 故障燈亮	10月12日 (GE 572)	簽除 DD#27588	依 AMM 78-31-00 檢查鎖定致動器並清除餘油，故障排除
4	2號發動機反推力器 故障燈亮	10月13日 (GE 532)	無	依 AMM 78-31-00 執行反推力器系統功能檢測，情況正常
5	2號發動機反推力器 故障燈亮	10月13日 (GE 571)	當日登錄 DD#27589	按 MEL 將該系統功能解除，轉入延遲改正缺點。
6	據 DD#27589 檢查	10月13日 (GE 538)	簽除 DD#27589	依 AMM 78-32-48 與 78-31-00 更換 2 號右側非鎖定致動器，執行功能檢測情況正常，故障排除
7	2號發動機反推力器 故障燈亮	10月15日 (GE 563)	當日登錄 DD#27590	按 MEL 將該系統功能解除，轉入延遲改正缺點。
8	據 DD#27590 執行 反推力器檢查	10月16日 (GE 532)	DD#27590 未簽除	依 AMM 78-30-00 將解除功能之 2 號反推力器恢復作用，執行故障研判及功能操作檢查情況正常，續請注意
9	2號發動機反推力器 系統作用正常	10月16日 (GE 570)	DD#27590 未簽除	了解
10	2號發動機反推力器 使用後故障燈亮	10月16日 (GE 538)	DD#27590 未簽除	依 AMM 78-32-48 更換 2 號左側非鎖定致動器，並依 AMM 78-31-00 檢查，續請注意

### 1.6.1.3 擾流板

<sup>4</sup> DD-延遲改正缺點 (Deferred Defect)。

<sup>5</sup> MEL-最低裝備需求手冊 (Minimum Equipment List) 78-30-01 上註明該項故障屬 C 類，需 10 天內完成改正。

該機近30日內無擾流板系統之故障紀錄。

#### 1.6.1.4 重覆故障與處理程序

依復興92年6月30日版航空器維護能力冊內容，其重覆故障定義與處理程序如下：

重覆故障：飛機故障經檢修妥後，於三日內發生同樣之故障，即為重覆故障。

其處理程序為：

##### 5.1 維修管制中心

5.1.1 監控及紀錄所有飛機之故障維修，若出現重覆故障，即紀錄於每日工作檢討報告中，於次日晨報時提報。

5.1.2 追蹤前次故障檢修經過，與維修人員研討故障發生原因及有效改正措施以避免故障再次發生。

5.1.3 每月蒐集重覆故障紀錄，列表送品管中心供可靠性管制會議中提報及檢討。

##### 5.2 可靠性管制會議

5.2.1 檢討重覆故障發生原因、改善及預防措施，並監控執行結果。

5.2.2 提供工作單位列為雨後故障維修參考及維修人員複訓教材。

5.3 需技術支援時，由工程組協助或協調原廠提供。

5.4 維修單位於執行故障檢修時，發現該故障乃操作不正確或人為疏忽所造成之結果時，應告知執行工作者，並列入維修單位之訓練課程，以避免故障再次發生。

5.5 已轉入延遲改正缺點列管之項目，若再出現則不列入重覆故障紀錄。

#### 1.6.2 航空器減速相關系統說明

本次事故航空器減速相關系統，包括擾流板、煞車及推力控制等相關說明如下。

### 1.6.2.1 擾流板

A320 型機在左/右機翼之上翼面各有 5 片擾流板，其位置與代號如圖 1.6-1。其個別不同之組合功能如下：

- 滾轉擾流板（Roll Spoilers，從2至5）；
- 減速煞車（Speedbrake，從2至4）；
- 地面擾流板（Ground Spoilers，從1至5）。

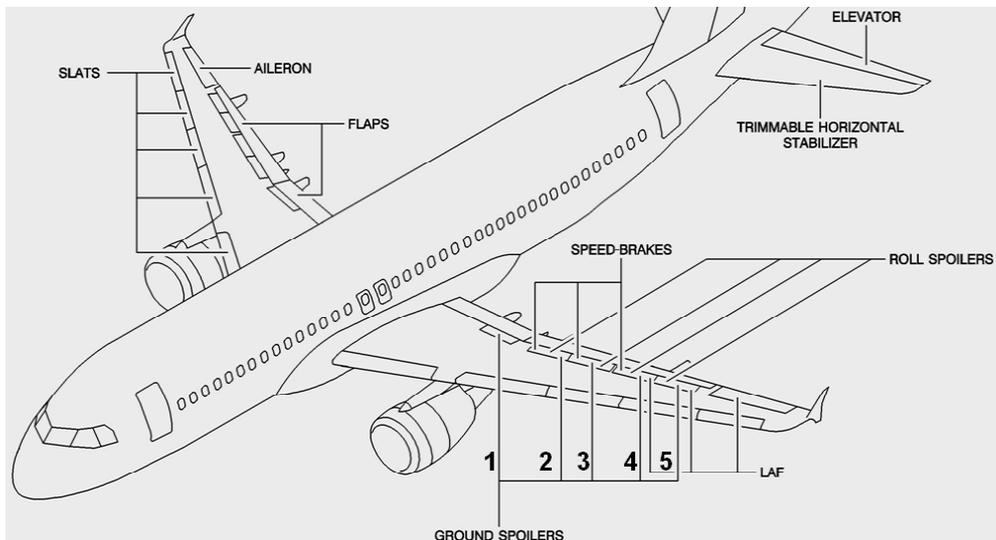


圖 1.6-1 擾流板位置圖

滾轉擾流板及減速煞車可分別由側邊駕駛桿與減速煞車控制桿（Speedbrake Control Lever）人工操作或自動駕駛控制。地面擾流板係依當時之條件，完全為自動控制，無法由人工操作介入。所有擾流板係線控裝置（Flight by Wire），由 SEC1（Spoiler and Elevator Computer #1）、SEC2、及 SEC3 提供控制訊號，3 套（綠、黃及藍）液壓系統提供液壓驅動伺服器所控制。

#### 地面擾流板致動機制

地面擾流板之作用為增加航空器於地面減速之效果，其啓動邏輯如圖 1.6-2。由該圖可知，地面擾流板自動啓動之條件如下：

情況一：航空器落地，且符合下列條件時：

1. 減速煞車桿在備動（ARM）位置或至少一個反推力裝置作動；
2. 兩油門控制桿角度皆未超過20度（Throttle Lever Angle, TLA小於20度）；
3. 兩主起落架<sup>6</sup>由未壓縮至壓縮且無線電高度低於6呎。

情況二：航空器放棄起飛時，符合下列條件時：

1. 減速煞車桿在備動（ARM）位置或任一反推力裝置作動；
2. 兩油門控制桿角度皆未超過20度；
3. 輪速大於72浬/時。

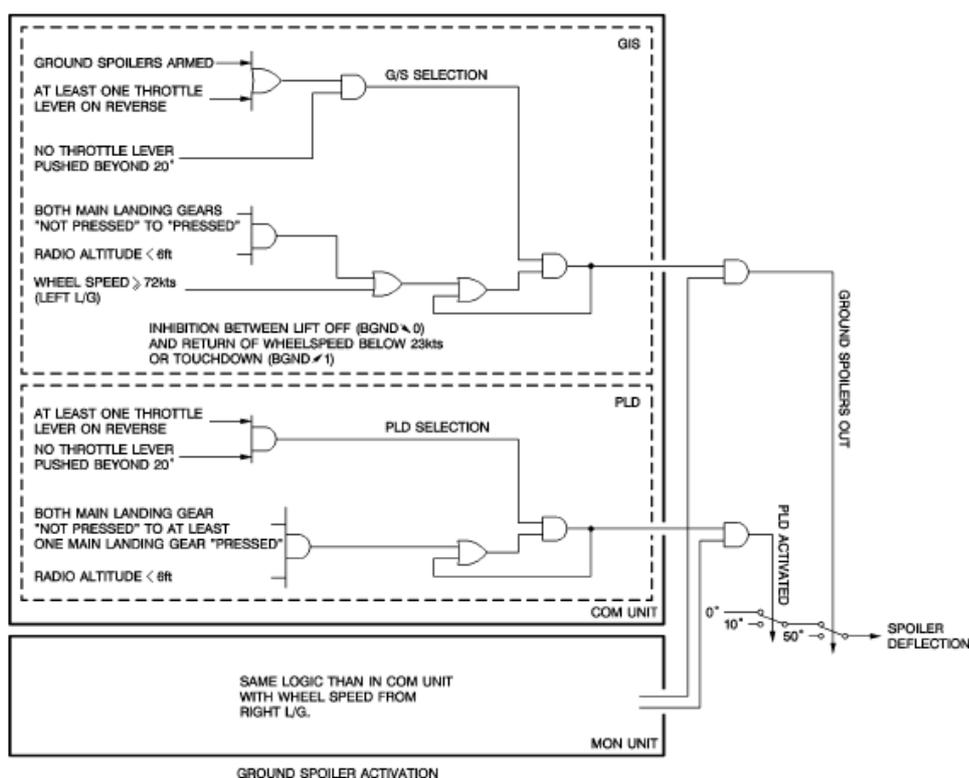


圖 1.6-2 地面擾流板致動邏輯圖

<sup>6</sup> 僅單邊主起落架從未壓縮到壓縮時，地面擾流板只會伸出 10 度；兩主起落架同時從非壓縮到壓縮時，地面擾流板會伸出 50 度。

### 1.6.2.2 煞車系統

自動煞車方式為駕駛員選擇減速模式後，BSCU 在航空器條件符合時，調節煞車壓力。人工煞車方式係踩踏板致動煞車踏板發信單元 (Brake-Pedal Transmitter Unit)，該單元送信號予 BSCU，BSCU 依煞車踏板行程送訊號予伺服閥，伺服閥調節各主輪煞車壓力。BSCU 亦控制防滑煞車系統，原理係將主輪輪速與航空器速度進行比較後，視需要釋放煞車壓力。

#### 煞車模式

地面滾行時依使用之液壓系統、及「防滑與鼻輪轉向 (A/SKID & N/W STRG)」與「停機煞車 (PARK BRK)」兩控制開關的位置定出 3 種煞車模式：

##### 1. 正常煞車

正常煞車係於下列各條件符合時致動：

- 高壓綠系液壓壓力能夠正常提供；
- 防滑與鼻輪轉向開關於「ON」位置；
- 停機煞車開關於「OFF」位置。

正常煞車在地面經由腳踩踏板或自動煞車系統制動，煞車壓力則由正常煞車伺服閥進行調節。

##### 2. 替用煞車與防滑系統作用

替用煞車使用黃系高壓液壓壓力，並接受防滑系統之液壓壓力調節；此型煞車方式於綠系壓力失效時自動接上。煞車模式可顯示在 ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitor) 之上方顯示器。此煞車模式指令僅能由踏板控制，並由一套低壓輔助系統液壓傳送壓力。煞車壓力顯示於中央儀表板之黃系 3 種液壓顯示器上 (Yellow-pressure Triple-indicator)，由替用煞車伺服閥進行調節。

##### 3. 在無防滑系統作用下之替用煞車

此種型式之煞車與上述不同，因其無防滑系統進行調節，其可能之情況為：

- 電路切斷（防滑與鼻輪轉向開關於「OFF」位置或電源有問題）；
- 液壓系統均已切斷，僅黃系煞車儲壓器提供壓力（防滑與鼻輪轉向開關位置與此無關）。

黃系高壓系統與儲壓器互相支援，儲滿液壓之儲壓器可提供至少 7 次踏板全行程之煞車壓力。

### 自動煞車

起飛時自動煞車選用「MAX」模式，放棄起飛時可減低駕駛員之操作負荷。落地時自動煞車可預選「LOW」或「MED」。自動煞車控制面板如圖 1.6-3。

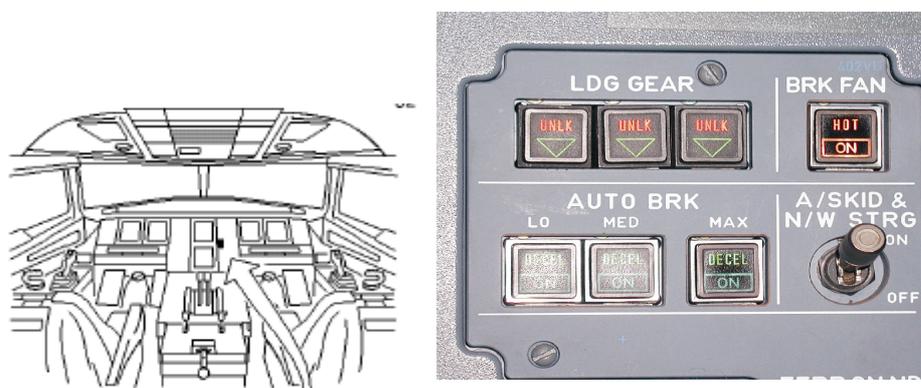


圖 1.6-3 自動煞車控制面板

駕駛員按下「LO」，「MED」或「MAX」<sup>7</sup>按鍵，可使自動煞車系統進入備動（ARM）狀態。正常煞車有作用時，該按鍵下方之指示燈「ON」會亮。當地面擾流板伸出後，即提供訊號給 BSCU，BSCU 依自動煞車控制面板設定的減速模式作動煞車。當減速度到達預期值之 80% 時，按鍵上之綠燈「DECEL」會亮。系統作動後在下列兩種情況會解除自動煞車：

- 地面擾流板收回（根據 ASM 27-92-00 schematic 38 page 101）；
- 航空器在地面上，在踏板踩上足夠的壓力。

自動煞車系統失效時，異常訊息會顯示於 ECAM 之顯示器。

<sup>7</sup>三種預設之減速率分別為 2 公尺/秒<sup>2</sup>（LOW）、3 公尺/秒<sup>2</sup>（MED）及 0.27g（MAX）。

### 1.6.2.3 推力控制與油門控制桿角度

該型機油門控制桿角度行程由-20度至+45度，包括3個定位點及3個停止點，分別為最大反推力停止點 (REV MAX, -20度)、慢車反推力定位點 (REV IDLE, -6度)、慢車停止點 (0度，拉起反推力裝置可解鎖此停止點)、最大爬升定位點 (MCLE, 25度)、最大連續推力/彈性起飛定位點 (MCT, 35度) 及起飛最大推力停止點 (MTO, 45度)，如圖 1.6-4。當油門控制桿介於慢車與最大連續推力/彈性起飛定位點間 (IDLE-MCT)，自動推力系統將依當時各種條件控制油門，在其它範圍時則油門為人工操作，如圖 1.6-5。當使用自動駕駛落地而無線電高度 10 呎時，如果油門控制桿位置未在慢車定位點時，則飛航警告電腦 (Flight Warning Computer, FWC) 會經由中央警告系統在駕駛艙內發出「RETARD」之警告聲。駕駛員若將油門控制桿收至慢車位置，即解除自動推力系統，進入人工油門操作模式。若油門控制桿位置未在慢車定位點時，且未使用自動駕駛落地，則「RETARD」之警告聲將於無線電高度 20 呎時發出。

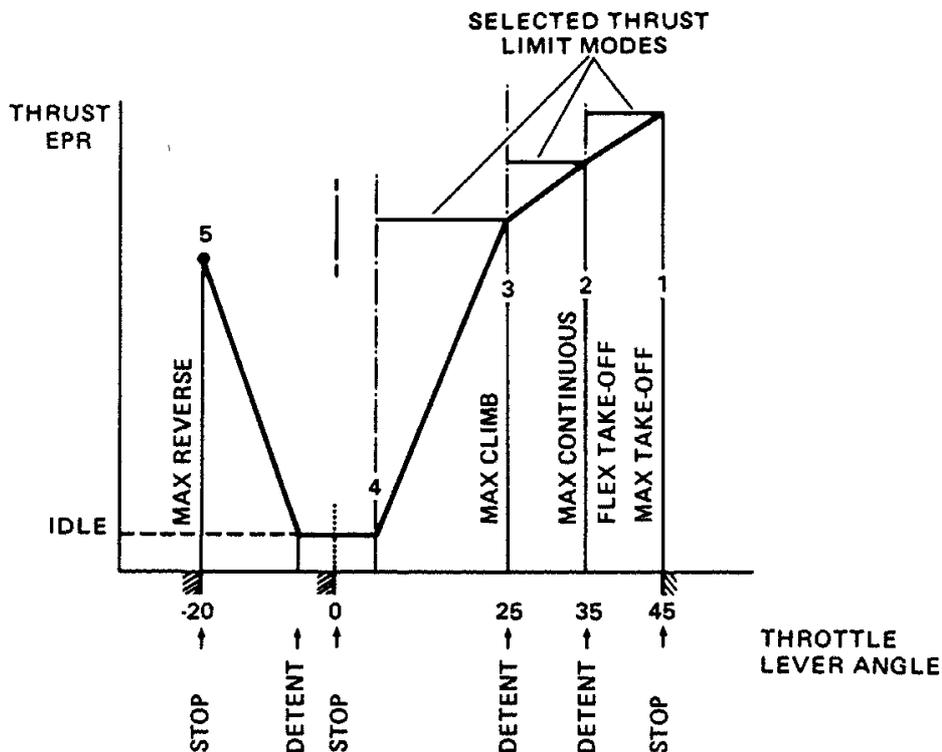


圖 1.6-4 油門控制桿角度與作用範圍

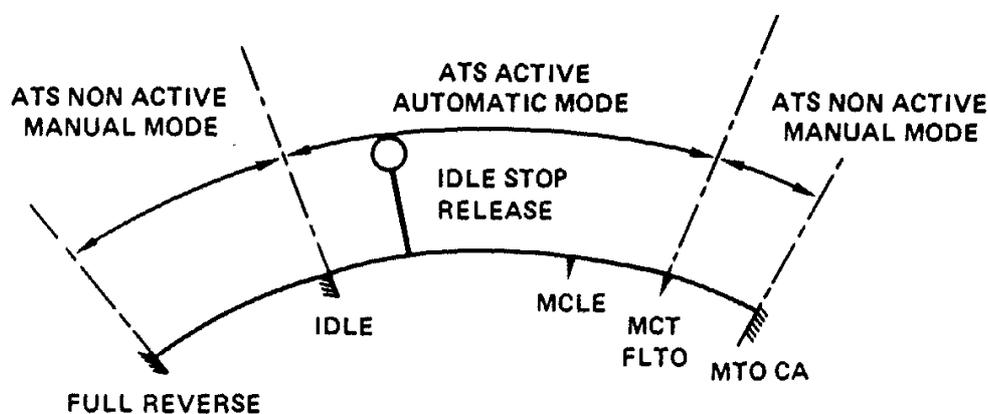


圖 1.6-5 油門控制桿位置與人工/自動油門系統致動區域

### 1.6.3 性能及載重平衡資料

該機最大起飛重量限制為 162,038 磅，最大落地重量限制為 142,196 磅。最大零油重量限制為 134,480 磅。起飛及落地之重心位置均在許可範圍內。該機載重及平衡相關資料如表 1.6-5。

表 1.6-5 GE 536 載重及平衡相關資料表

零 油 重 量	112,707 磅
起 飛 油 量	12,400 磅
起 飛 總 重	125,050 磅
起 飛 重 心	25.6% M.A.C.
起 飛 配 平	0.6
航 行 耗 油	3,596 磅
落 地 重 量	121,454 磅
落 地 重 心	26.3% M.A.C.

## 1.7 天氣資料

### 1.7.1 颱風概述

中度颱風陶卡基，中心氣壓 950 百帕，10 月 18 日 2000 時中心位置在北緯 23.0 度，東經 126.9 度，即在松山機場東南東方 586 公里之海面上，向北北西轉北北東移動，時速 15 轉 20 公里，中心附近最大風速每秒 43 公尺，瞬間最大陣風每秒 53 公尺，七級風（平均風速每秒 15 公尺）暴風半徑 200 公里。2023 時紅外線衛星雲圖如圖 1.7-1、2000 時地面天氣分析圖如圖 1.7-2。

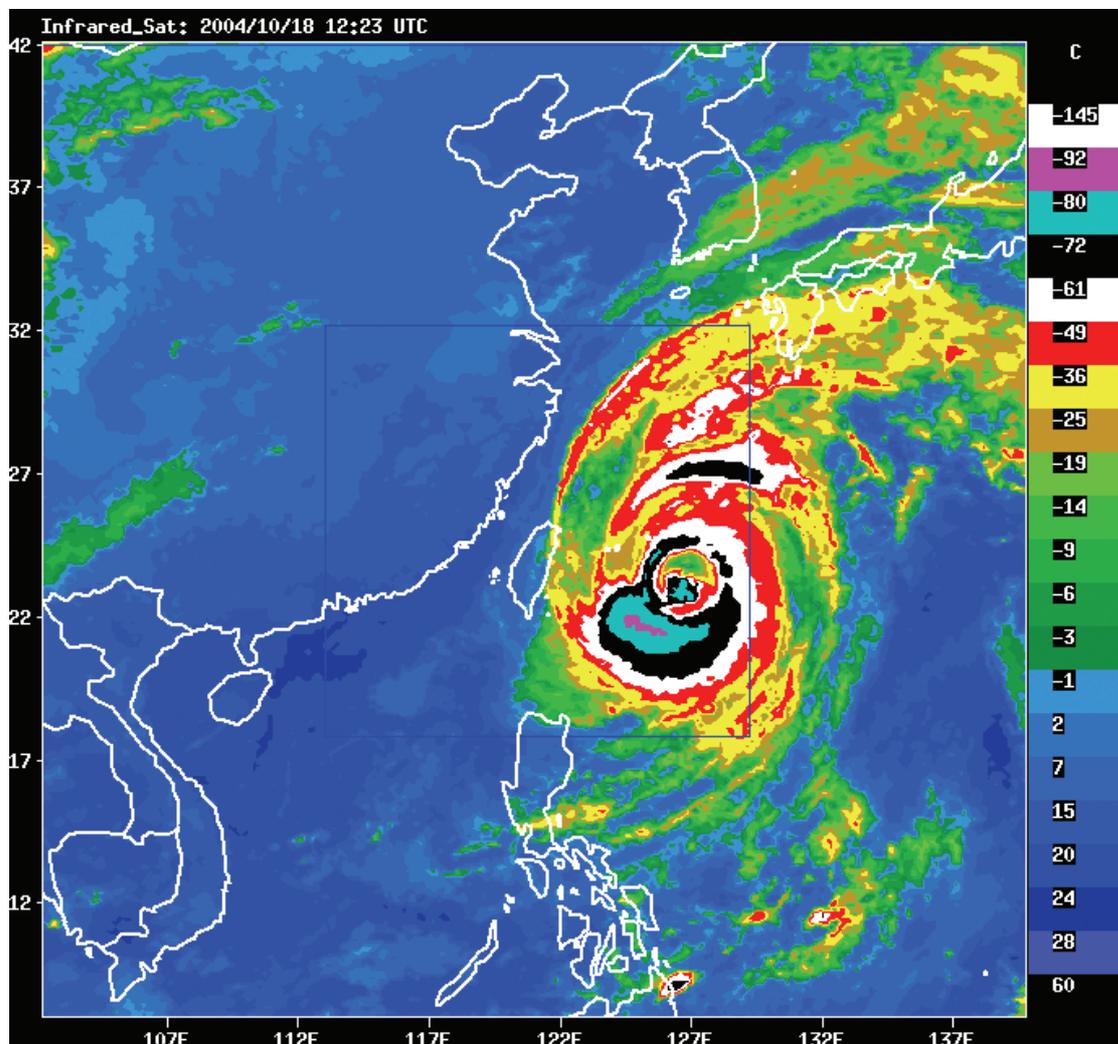


圖 1.7-1 2023 時紅外線衛星雲圖

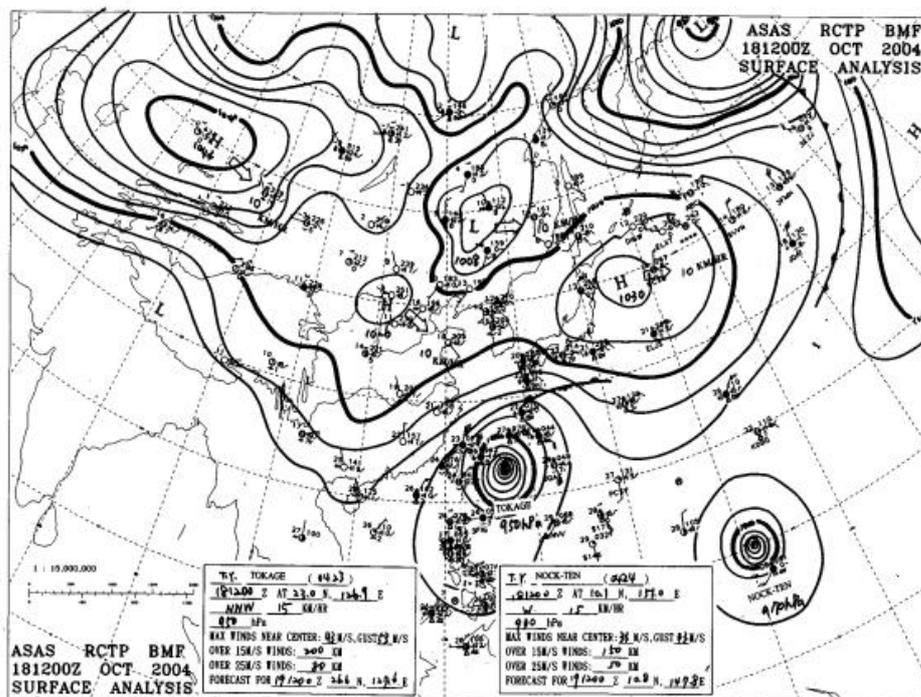


圖 1.7-2 2000 時地面天氣分析圖

## 1.7.2 地面天氣觀測

松山機場地面天氣觀測紀錄：

1930 時；風向不定，風速 3 浬/時；能見度 4,500 公尺；小雨；疏雲 800 呎、裂雲 1,800 呎、密雲 3,500 呎；溫度 23°C，露點 22°C；高度表撥定值 1008 百帕；補充資料—10 號跑道風切；趨勢預報—無顯著天氣變化。

2000 時；風向不定，風速 2 浬/時；能見度 4,500 公尺；小雨；稀雲 800 呎、裂雲 1,800 呎、密雲 3,500 呎；溫度 22°C，露點 22°C；高度表撥定值 1008 百帕；補充資料—10 號跑道風切；趨勢預報—無顯著天氣變化；Remark—降雨量 0.75 公厘。

松山機場低空風切警告系統（Low Level Wind Shear Alert System, LLWAS）於 1900 時至 2005 時未偵測到低空風切。表 1.7-1 為松山機場地面自動觀測系統（Automated Weather Observation Systems, AWOS）紀錄資料（1 分鐘平均值）。

表 1.7-1 松山機場地面自動觀測系統紀錄資料表

時間	10 號跑道風向 (度) 風速 (哩/時)	28 號跑道風向 (度) 風速 (哩/時)
1952	304/01	023/06
1953	315/03	338/03
1954	354/05	349/02
1955	034/05	034/06
1956	360/03	017/09
1957	068/01	321/00
1958	360/00	017/03
1959	248/00	354/04
2000	332/02	006/03
2001	073/04	349/04

### 1.7.3 飛行天氣報告之風切警訊

#### 1.7.3.1 松山機場飛行天氣報告之風切警訊

松山機場 1220 時至 2030 時飛行天氣報告 (METAR/SPECI) 含 10 號跑道風切之補充資訊。1220 時至 2030 時空中報告及低空風切警告系統之風切資訊<sup>8</sup>如表 1.7-2。

表 1.7-2 1220 時至事故當時相關風切資訊表

時間	空中報告	低空風切警告系統
1220	MD82 於進場時，距松山機場 5-6 哩，高度 1500-2000 呎遭遇風切	
1251		10 號跑道進場低空風切
1252		10 號跑道進場及離場低空風切
1255		10 號跑道進場及離場微爆氣流
1502-1503		10 號跑道進場低空風切
1516-1517		10 號跑道進場低空風切

<sup>8</sup> 依台北航空氣象台紀錄，風切資訊來源係松山機場管制台收到之空中報告 (Air Report, AIREP) 或松山機場低空風切警告系統之低空風切/微爆氣流告警資訊。

1520	MD90 受低空風切影響 落地後重飛	
1539-1540		10 號跑道進場低空風切
1543-1544		10 號跑道進場及離場低空風切
1553-1554		10 號跑道進場及離場低空風切
1624		10 號跑道進場及離場低空風切
1637-1638		10 號跑道進場低空風切
1705		10 號跑道進場及離場低空風切
1710-1712		10 號跑道進場及離場微爆氣流
1713		10 號跑道進場及離場低空風切
1753-1755		10 號跑道進場及離場微爆氣流
1852-1853		10 號跑道進場低空風切

### 1.7.3.2 飛行天氣報告風切警訊之相關規範

國際民航公約第 3 號附約，第 4 章 METEOROLOGICAL OBSERVATIONS AND REPORTS：

*4.4 Coordination of requirements for observations and reports between the meteorological and ATS authorities*

*Recommendation. — An agreement between the meteorological authority and the appropriate ATS authority should be established to cover, amongst other things:*

*e) Meteorological information obtained from aircraft taking off or landing (for example, on wind shear)*

*4.12 Observing and reporting of supplementary information*

*4.12.1 Recommendation. — Observations made at aerodromes should include the available supplementary information concerning significant meteorological conditions, particularly those in the approach and climb-out areas, and specifically the location of cumulonimbus or thunderstorm, moderate or severe turbulence, wind shear, hail, severe squall line, moderate or severe icing, freezing precipitation, severe mountain waves, sandstorm,*

*duststorm, blowing snow or funnel cloud (tornado or waterspout). Where practicable, the information should identify the vertical extent and direction and rate of movement of the phenomenon. As icing, turbulence and to a large extent, wind shear, for the time being cannot be satisfactorily observed from the ground, evidence of their existence should be derived from aircraft observations during the climb-out or approach phases of flight to be made in accordance with Chapter 5, 5.5 and 5.6.*

國際民航公約第 3 號附約，第 5 章 AIRCRAFT OBSERVATIONS AND REPORTS :

#### *5.6 Other non-routine aircraft observations*

*5.6.1 When other meteorological conditions not listed under 5.5, e.g. wind shear, are encountered and which, in the opinion of the pilot-in-command, may affect the safety or markedly affect the efficiency of other aircraft operations, the pilot-in-command shall advise the appropriate air traffic services unit as soon as practicable.*

*5.6.2 Recommendation. — When reporting aircraft observations of wind shear encountered during the climb-out and approach phases of flight, the aircraft type should be included.*

*5.6.3 Recommendation. — Where wind shear conditions in the climb-out or approach phases of flight were reported or forecast but not encountered, the pilot-in-command should advise the appropriate air traffic services unit as soon as practicable unless the pilot-in-command is aware that the appropriate air traffic services unit has already been so advised by a preceding aircraft.*

國際民航公約第 3 號附約，第 7 章- SIGMET AND AIRMET INFORMATION, AERODROME WARNINGS AND WIND SHEAR WARNINGS :

#### *7.6 Wind shear warnings*

7.6.1 *Wind shear warnings shall give concise information of the observed or expected existence of wind shear which could adversely affect aircraft on the approach path or take-off path or during circling approach between runway level and 500 m (1 600 ft) above that level and aircraft on the runway during the landing roll or take-off run. The warnings shall be prepared and disseminated for aerodromes where wind shear is considered a factor in accordance with local arrangements with the appropriate ATS authority and operators concerned and by the meteorological office designated to provide service for the aerodrome or disseminated directly from automated ground-based wind shear remote-sensing or detection equipment referred to in 7.6.2 a) and b). Where local topography has been shown to produce significant wind shears at heights in excess of 500 m (1 600 ft) above runway level, then 500 m (1 600 ft) shall not be considered restrictive.*

*Note 3. — Information on wind shear is also to be included as supplementary information in local routine and special reports and routine and special reports in the METAR/SPECI code forms in accordance with 4.12.1, 4.12.4 and 4.12.5.*

7.6.6 *Recommendation. — Wind shear warnings for arriving aircraft and/or departing aircraft should be cancelled when aircraft reports indicate that wind shear no longer exists, or alternatively, after an agreed elapsed time. The criteria for the cancellation of a wind shear warning should be defined locally for each aerodrome, as agreed between the meteorological authority, the appropriate ATS authority and the operators concerned.*

飛航管制程序，第三章 機場管制 — 終端，第一節 通則：

### 3-1-8 低空風切諮詢

a. 當駕駛員報告遭遇低空風切，或是經低空風切預警系統／或天氣系統處理器偵測到低空風切存在時，管制員應向所有離、到場航空器提供此一警訊，直到終端資料廣播服務播報此警訊，且駕駛員也報告收到相關

之終端資料廣播服務代碼為止。終端資料自動廣播服務應持續加報「低空風切諮詢進行中」之訊息，直到最後一次駕駛員報告或低空風切預警系統／天氣系統處理器顯示有風切警示的二十分鐘之後為止。

b. 在無終端資料自動廣播服務之機場，管制員應向所有離／到場航空器頒發低空風切資料，直到最後一次駕駛員報告或系統顯示有風切警示的二十分鐘之後為止。

## **1.8 助、導航設施**

未發現相關因素。

## **1.9 通信**

未發現相關因素。

## 1.10 場站資料

### 1.10.1 一般資料

松山機場位於台北市中心東北方 2.6 哩，機場參考點位置位於北緯 25 度 04 分 10 秒，東經 121 度 33 分 06 秒，機場參考代碼 4D<sup>9</sup>。

依據台北飛航情報區飛航指南 (Aeronautical Information Publication, AIP) (版本 RCCS 2-1, 93 年 3 月 18 日): 松山機場標高 18 呎，使用 10/28 號跑道，長 2,605 公尺，寬 60 公尺，為瀝青混凝土道面。10 號跑道緩衝區長 160 公尺，寬 60 公尺；28 號跑道緩衝區長 60 公尺，寬 60 公尺。

### 1.10.2 跑道安全區域

依據事故時之 AIP 內容，跑道地帶長 2,765 公尺 (9,072 呎)，寬 300 公尺 (990 呎)。28 號跑道頭及 10 號跑道緩衝區之跑道中心線及其延長線與北側圍牆 (高 9 呎) 間之最短距離為 44.89 公尺，如圖 1.10-1 (RCSS AD 2-40, 93 年 9 月 2 日修訂版)。

依據本會量測資料：28 號跑道頭邊線北側約 15 公尺處，設有機場圍牆，向東/西呈不規則延伸，該圍牆為空心磚牆及鋼筋混凝土支柱構成，表面塗佈紅白相間油漆。機場圍牆至 28 號跑道頭及 10 號跑道緩衝區之跑道中心線及其延長線北側 150 公尺處間 (屬於機場外)，有鋼骨及鐵皮房舍，另堆放廢棄汽車及其材料。10 號跑道緩衝區之中心線北側約 43 公尺至 69 公尺間設有東/西向且呈不規則延伸之排水溝，其寬約 1.4 至 2.5 公尺、深約 1 至 1.5 公尺。

事故時之 AIP 未宣告 10/28 號跑道端安全區之相關資訊。

---

<sup>9</sup> 4：跑道參考長度代碼，其跑道參考長度為 1,800 公尺 (含) 與以上；D：飛機大小分類代碼，其航空器翼展為 52 公尺以上但不包括 65 公尺，或主起落架外輪間距為 9 公尺但不包括 14 公尺。

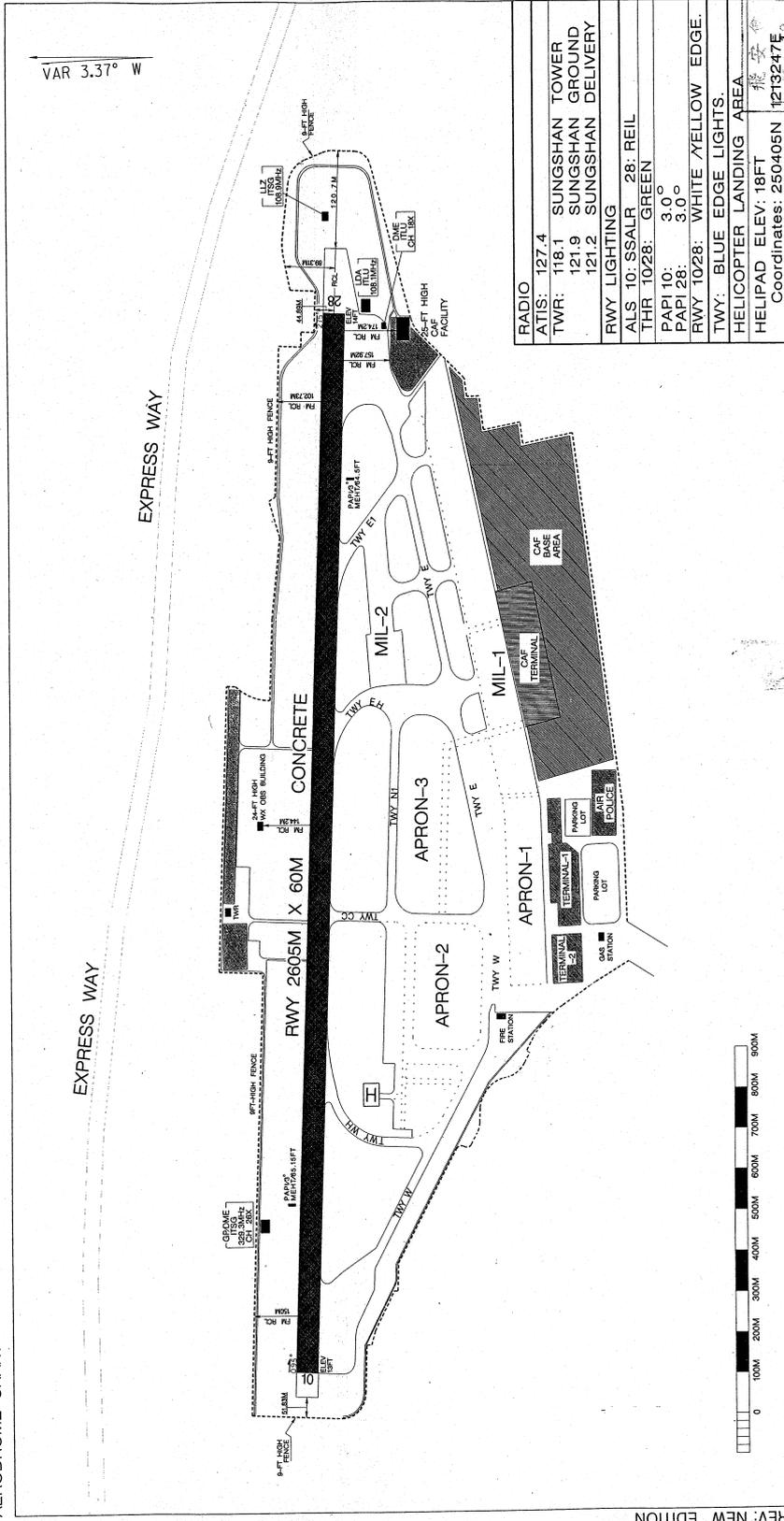
台北/松山機場 2-40  
RCSS AD 2-40

台北飛航情報區飛航指南  
AIP-TAIPEI FIR

TAIPEI/SUNGSHAN AD

ELEV 18 FT  
ARP: 250410N 1213306E

機場圖  
AERODROME CHART



RADIO	127.4
ATIS:	127.4
TWR:	118.1 SUNGSHAN TOWER
	121.9 SUNGSHAN GROUND
	121.2 SUNGSHAN DELIVERY
RWY LIGHTING	
ALS 10:	SSALR 28: REIL
THR 10/28:	GREEN
PAPI 10:	3.0°
PAPI 28:	3.0°
RWY 10/28:	WHITE / YELLOW EDGE.
TWY:	BLUE EDGE LIGHTS.
HELICOPTER LANDING AREA	
HELIPAD ELEV:	18FT
Coordinates:	250405N 1213247E

93年 9月 2日  
2 86p 1004

圖 1.10-1 台北松山機場圖

中華民國交通部民用航空局  
Civil Aeronautic Administration  
Republic of China

REV: NEW EDITION

### 1.10.3 跑道安全區域規範

「民用機場設計暨運作規範」(版本 V 1.1, 民國 93 年 7 月) 中之相關規定如下:

3.3.2 跑道地帶應在跑道頭之前及跑道或緩衝區末端之後延伸至少下述距離:

-60m: 跑道參考長度分類為 2, 3 或 4 之跑道。

3.3.3 精確進場跑道之跑道地帶, 其寬度為自跑道中心線及其延長部分中心線每側橫向延伸至少下述距離:

-兩側各 150 公尺: 跑道參考長度分類為 3 或 4 之跑道。

3.3.8 儀器跑道之跑道地帶, 自跑道中心線及其延長部分中心線每側橫向延伸至少下列距離之範圍內, 應提供平整區, 以備飛機滑出跑道時使用:

-兩側各 75m: 跑道參考長度分類為 3 或 4。

註-跑道參考長度分類為 3 或 4 之精確進場跑道之跑道地帶需要較大之平整區之指導內容, 詳見附篇 A 第 8 節。(如圖 1.10-2)。

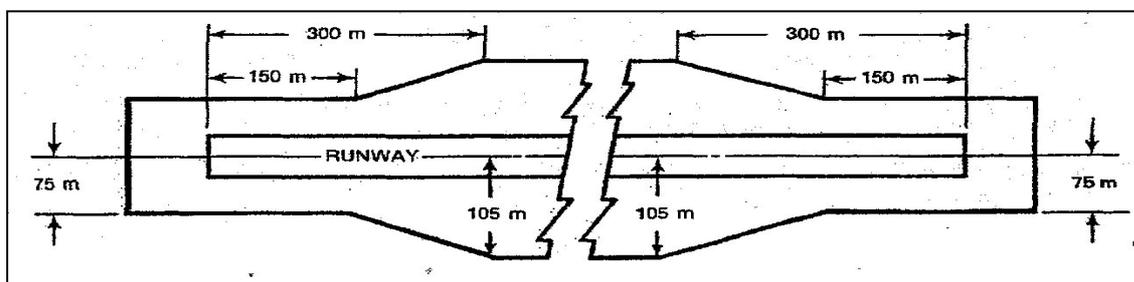


圖 1.10-2 跑道參考長度分類 3 或 4 之精確進場跑道地帶平整區

3.4.1 跑道參考長度分類為 3 或 4 之跑道...，在跑道地帶兩端應提供跑道端安全區。

3.4.2 跑道端安全區長度應自跑道地帶延伸至少 90m。

3.4.4 跑道端安全區寬度至少應為跑道寬度之 2 倍。

3.4.7 \*跑道端安全區應清理整平，以備飛機過早觸地或衝出跑道時使用。

8.7.1 除因助導航需要而應予設置外，在下列場地內不應有裝備或裝置存在：

a) 跑道地帶、跑道端安全區、滑行道地帶或在表 3-1 第 11 欄中規定之可能會危及航空器之距離內。

8.7.2 任何因助導航需要而應設置於下述地區之裝備或裝置，應為易斷的，且其安裝高度應盡可能低：

b) 跑道端安全區、滑行道地帶或表 3-1 規定之距離範圍內。

8.7.3 既有之非目視輔助設施，應於 2010 年 1 月 1 日前符合 8.7.2 節之要求。

8.7.4 \*任何因助導航需要而設置於跑道地帶未整平區之裝備與裝置，得視為障礙物，得具有易斷性且其設置高度得盡可能地低。

## 1.11 飛航紀錄器

### 1.11.1 座艙語音紀錄器

該機裝置 Fairchild A200S 型固態式座艙語音紀錄器 (Solid-State Cockpit Voice Recorder, CVR)，製造商為 L3 Communication 公司，件號及序號分別為 S200-0012-00 及 01471。所紀錄之語音資料共 120 分鐘，下載情形正常，紀錄品質良好。

CVR 紀錄終止前約 30 分鐘之錄音抄件如附錄 1，抄件時間係以飛航資料紀錄器 (FDR) 所紀錄之時間參數為參考基準，涵蓋範圍包括該機爬升、巡航、下降、進場、落地、滾行、滑出跑道、請求地面支援等過程。該機滑出跑道後，曾因發動機關車而中斷 CVR 紀錄，當輔助動力單元 (Auxiliary Power Unit, APU) 啓動後 CVR 繼續記錄，直至駕駛員拔出斷電器後停止。

### 1.11.2 飛航資料紀錄器

該機裝置固態式飛航資料紀錄器 (Solid-State Flight Data Recorder, FDR)，製造商為 L3 Communication 公司，件號為 S800-3000-00，序號為 00703，具 50 小時紀錄能力。

事故發生後，本會取得之解讀文件<sup>10</sup>顯示該機共紀錄 179 項飛航參數，內容如附錄 2。

飛航資料紀錄器解讀後均以 FDR 所紀錄之世界標準時間參數轉換為台北時間 (UTC+ 8 Hr)，解讀結果如圖 1.11-1 至圖 1.11-2。FDR 紀錄資料摘錄如下：

1. 該型飛航資料紀錄器符合民用航空法規彙編之「07-02A 航空器飛航作業管理規則」以及國際民航公約第 6 號附約 (Annex 6) 第一類 (Type I) 飛航資料紀錄器規定，符合 32 項必要紀錄參數；
2. 1903 時，開始記錄；
3. 1917:21 時，CVR 紀錄，CM-1：「brake test」，CM-2：「check, no pressure」；FDR 資料顯示，1917:21 時至 1917:23 時煞車踏板位置及壓力值有變化；
4. 最後進場時，該機使用自動駕駛及自動油門。落地前自動煞車減速率設定為「中度<sup>11</sup> (MEDIUM)」；防滑 (Anti-skid Selector) 設定為「開啓 (ON)」；3 套液壓 (Hydraulic Pressure Yellow/ Green/ Blue) 參數顯示「正常 (Normal)」；正常煞車故障 (Normal Brake Fault) 訊號顯示「無故障」；替用煞車 (Alternate Braking)

<sup>10</sup> 解讀文件 (A/C:A320/200 Engine: IAE V2527-A5；FDIU SAGEM P/N ED43A1D5；ARINCE 573/717 128 Word/s)。

<sup>11</sup> 此設定之減速度為 3.0 公尺/秒<sup>2</sup>。

參數顯示「未作動」；煞車防滑故障 (Antiskid Fault) 訊號顯示「無故障」；

5. 1940:29 時該機開始下降高度，空速 319 浬/時；
6. 地面擾流板設定 (Ground Spoiler Armed) 備動時間：1956:45 時。空速 158 浬/時，航向 081 度，風向 001 度，風速 43 浬/時；
7. 1957:11 時，襟翼設定為 3，襟翼位置 (Flap Position) 20 度，空速 152 浬/時，航向 079 度，風向 001 度，風速 43 浬/時；
8. 1959:04 時，自動駕駛解除，空速 144 浬/時，無線電高度 282 呎，航向 094 度，風向 009 度，風速 42 浬/時，1/2 號油門控制桿角度 (Thrust Lever Angle, TLA) 皆為 22.5 度；
9. 1959:14 時，無線電高度 (Radio Alt) 100 呎，空速 138 浬/時，航向 092 度，風向 340 度，風速 7 浬/時。1/2 號油門控制桿角度皆為 22.5 度；
10. 1959:21 時，無線電高度 51 呎，空速 136 浬/時，航向 093 度，風向 338 度，風速 5 浬/時，1/2 號油門控制桿角度皆為 22.5 度；
11. 1959:23 時，無線電高度 23 呎，空速 142 浬/時，航向 094 度，風向 305 度，風速 8 浬/時，1/2 號油門控制桿角度皆為 22.5 度；
12. 1959:26 時 (主輪著陸前 1 秒)，空速 134 浬/時，無線電高度-1 呎，航向 094 度，風向 297 度，風速 11 浬/時，1/2 號油門控制桿角度分別為 19.7 度及 22.5 度；
13. 1959:27 時，最大垂直加速度為 1.38g，主輪著陸 (參數「Compressed Shock Absorber」由「Air」轉為「Ground」)，空速 138 浬/時，無線電高度-2 呎，航向 093 度，風向 297 度，風速 11 浬/時，1/2 號油門控制桿角度分別為 19.7 度及 22.5 度；
14. 1959:30 時 (主輪著陸後 3 秒)，鼻輪著陸，空速 140 浬/時，航向 95 度，風向 269 度，風速 4 浬/時，1/2 號油門控制桿角度分別為-22.5 度及 22.5 度；
15. 1959:32 時 (主輪著陸後 5 秒)，自動油門解除，空速 140 浬/時，航向 095 度，

1/2 號油門控制桿角度分別為-22.5 度及 22.5 度；

16. 1959:27 至 2000:47 時，主輪著陸後至該機停止地面擾流板全程均未展開；

17. 1959:32 時至 2000:35 時，1 號發動機反推力器展開；2 號發動機反推力器均未展開。此期間之航向、1/2 號油門控制桿角度（TLA）與發動機壓力比（EPR）變化如表 1.11-1；

表 1.11-1 航向、1/2 號油門控制桿角度與發動機壓力比比較表

時間	1 號 TLA (度) 1 號 EPR (%)	2 號 TLA (度) 2 號 EPR (%)
1959:32   1959:38	-22 ~ -22 0.99 ↑ 1.03	22.5 ~ 22.5 1.08 ~ 1.08
航向 (度) : 95.3 → 94.6 → 96.3		
1959:39   2000:00	-8 ~ -8 1.03 ↓ 0.99	22.5 ~ 22.5 1.08 ~ 1.08
航向 (度) : 97.0 → 94.0 → 98.4		
2000:01   2000:12	-20 ~ -20 0.99 ↑ 1.06	22.5 ~ 22.5 1.08 ~ 1.08
航向 (度) : 97.0 → 95.3 → 51.0		
2000:13   2000:35	-8 ~ -8 1.05 ↓ 1.00	22.5 ~ 22.5 1.08 ~ 1.08
航向 (度) : 39.4 → 13 → 1.4		
Note: ↑ 增加；↓ 減小		

18. 煞車踏板及主輪煞車壓力之變化如表 1.11-2；

表 1.11-2 煞車踏板及主輪煞車壓力比較表

時間	左煞車踏板 (度) / 煞車壓力 (psi)	右煞車踏板 (度) / 煞車壓力 (psi)	其它參考參數
1959:30   1959:39	0 ~ 0 0 ~ 0	2 ~ 10 0 ~ 64	地速 146 哩/時至 131 哩/時 平均減速率為 1.0 公尺/秒 <sup>2</sup>
1959:40   1959:44	28 ~ 16 192 ~ 256	46 ~ 78 192 ~ 320	地速 128 哩/時至 124 哩/時 平均減速率為 1.3 公尺/秒 <sup>2</sup>
1959:45   1959:48	54 ~ 72 256 ~ 512	78 ~ 80 192 ~ 384	地速 121 哩/時至 115 哩/時 平均減速率為 1.6 公尺/秒 <sup>2</sup>
1959:49   2000:00	78 ~ 80 860 ~ 1536	78 ~ 80 384 ~ 1088	地速 111 哩/時至 75 哩/時 平均減速率為 1.9 公尺/秒 <sup>2</sup>
2000:01   2000:15	78 ~ 80 1280 ~ 192	78 ~ 80 640 ~ 256	地速 69 哩/時至 12 哩/時 平均減速率為 2.0 公尺/秒 <sup>2</sup>
2000:16   2000:47	78 ~ 72 2496 ~ 64	70 ~ 74 1792 ~ 64	地速 12 哩/時至 0 哩/時 平均減速率為 1.0 公尺/秒 <sup>2</sup>
註：煞車踏板 (Brake Pedal Position) 的 Resolution 為 2 度 煞車壓力 (Normal Brake Pressure) 的 Resolution 為 64 psi			

19. 2000:08 至 2000:48 時，方向舵舵面角度為向右 25 度。2000:10 至 2000:13 時，右側邊操縱桿 (Side Stick) 之向右滾轉操控最大角度為 20 度；
20. 2000:05 時 (主輪著陸後 39 秒)，空速 56.6 哩/時，地速 55 哩/時，航向由 093.5 度開始左偏；
21. 2000:15.75 至 2000:17 時，空速 0 哩/時，地速由 12 哩/時減至 1 哩/時，航向由 013 度左偏為 001.4 度。此期間鼻輪「Compressed shock absorber」參數由「Ground」轉為「Air」；

22. 2000:37 時至 2000:40 時，2 號油門控制桿角度由 22.5 度收至慢車-3 度；
23. 2000:48 時，飛航資料紀錄器停止紀錄，空速 0 哩/時，地速 0 哩/時，航向 002 度；

該機著陸位置係由兩參數決定，分別是「Landing Gear RH/LH Compressed Shock Absorber」及最大垂直加速度之時間點，如圖 1.11-3。1959:27 時，主輪著陸位置距 10 號跑道端 1,750 呎。1959:37 時，CM-1 第一次呼叫：「沒有煞車」，此時距 10 號跑道頭 4,100 呎。

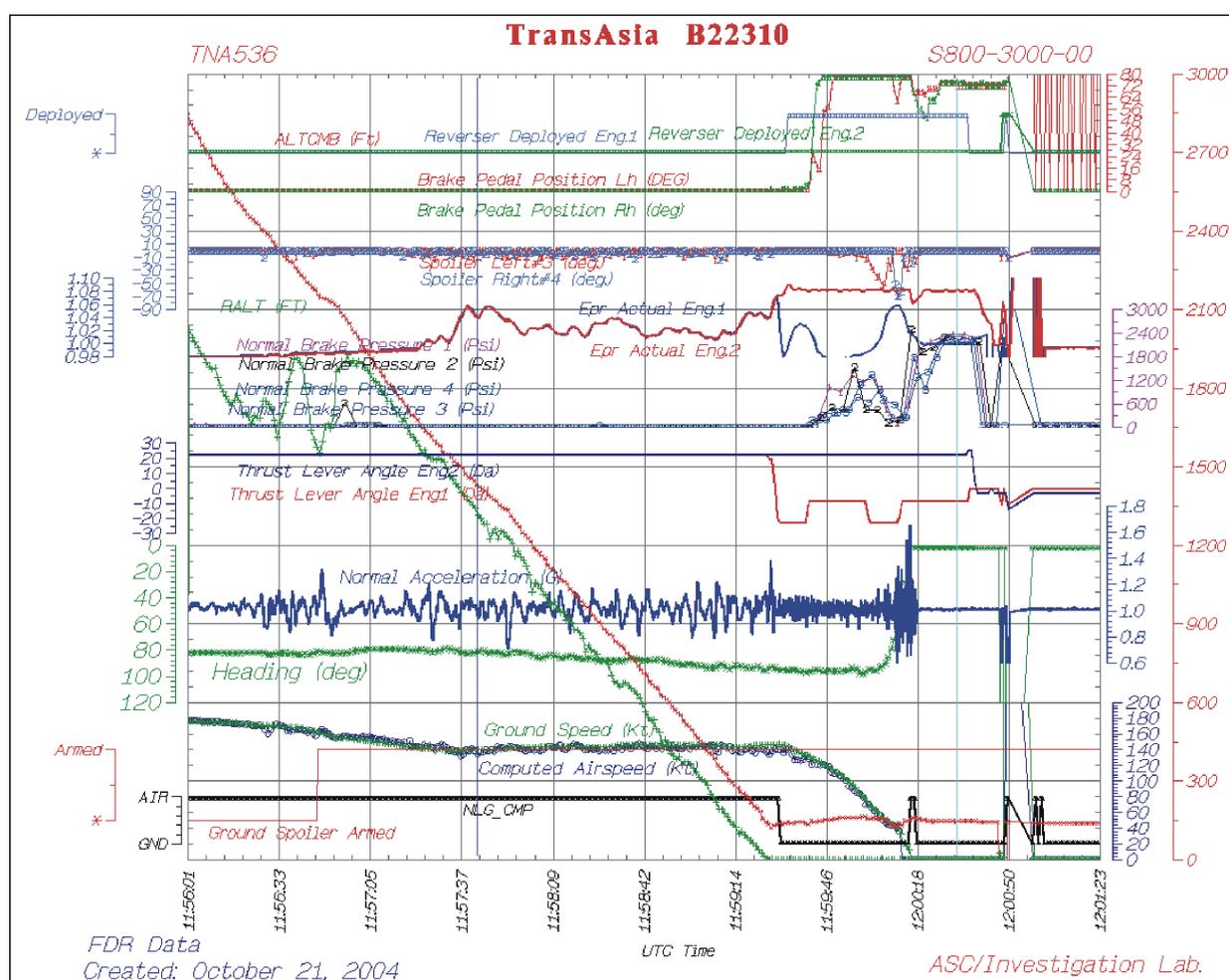


圖 1.11-1 飛航資料繪圖 (一)<sup>12</sup>

<sup>12</sup> 最後進場、落地及減速階段。

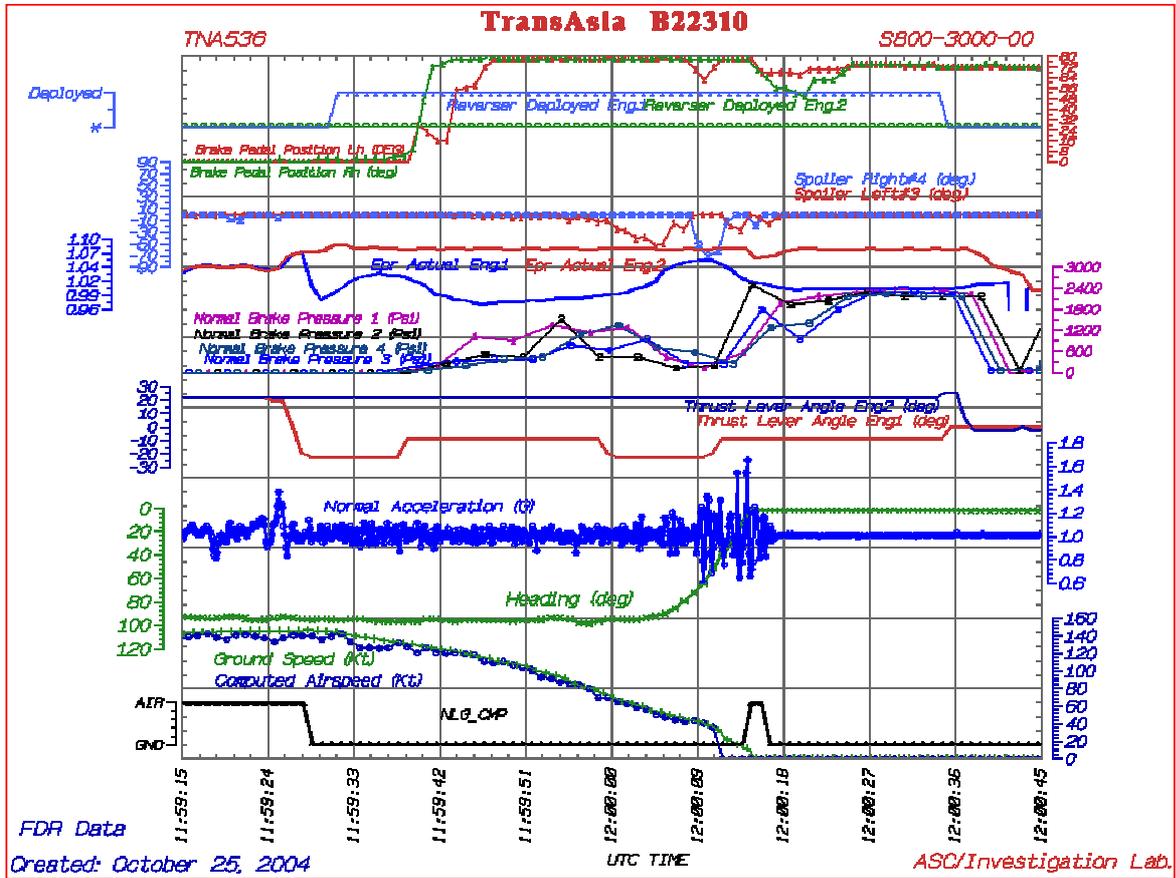


圖 1.11-2 飛航資料繪圖 (二)<sup>13</sup>

<sup>13</sup> 落地及減速階段。



圖 1.11-3 飛航軌跡與衛星地圖套疊

## 1.12 航空器殘骸與撞擊資料

依據A320維修手冊05-51-24（AMM task 05-51-24）評估航機損壞情形。

### 1.12.1 損壞及受污染區域

該機損壞（紅點顯示）及受污染區域（藍點表示）如圖 1.12-1。

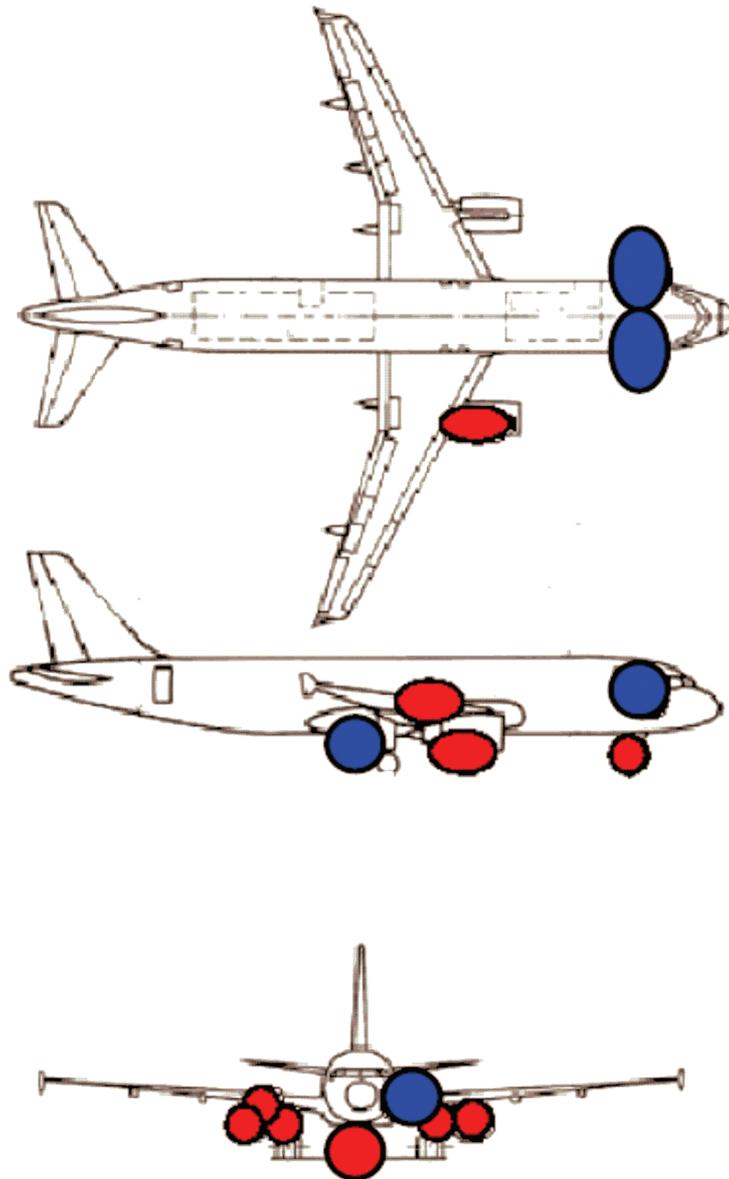


圖 1.12-1 損壞及受污染區域圖

### 機身區域

- 無撞擊損壞；
- 動靜壓管（Pitot/ Static ports）及空調機進氣口（Air Conditioning Pack Intakes）有異物污染；
- 機腹防撞燈罩（Anti Collision Light Lens）損壞。

### 鼻輪起落架區域

- 目視檢查鼻輪起落架締結處結構及鼻輪艙結構無損壞；
- 鼻輪起落架減震支柱內筒（Sliding Tube）折斷，電線損壞，如圖1.12-2及1.12-3；
- 後鼻輪艙門受損，如圖1.12-4。



圖 1.12-2 鼻輪及減震支柱內筒折斷，電線損壞



圖 1.12-3 鼻輪起落架失去鼻輪及減震支柱內筒情形



圖 1.12-4 後鼻輪艙門變形及損壞情形

### 主起落架區域

- 主起落架締結結構及其輪艙結構無損壞；
- 左起落架輪胎胎面損壞；
- 左、右起落架電氣及液壓系統於該機拖吊作業時壓擠損壞，如圖1.12-4及1.12-5；
- 左起落架輪艙門膠封（Door Seal）輕微損壞。



圖 1.12-5 左起落架電氣及液壓系統損壞情形



圖 1.12-6 左起落架刮痕-最深處 0.5mm

### 1號發動機

- 3片扇葉 (Fan Blade) 及心錐 (Cone) 損壞，如圖1.12-7及1.12-8；
- 進氣罩 (Inlet Cowl) 內部4處及外部1處損壞，如圖1.12-9及1.12-10。

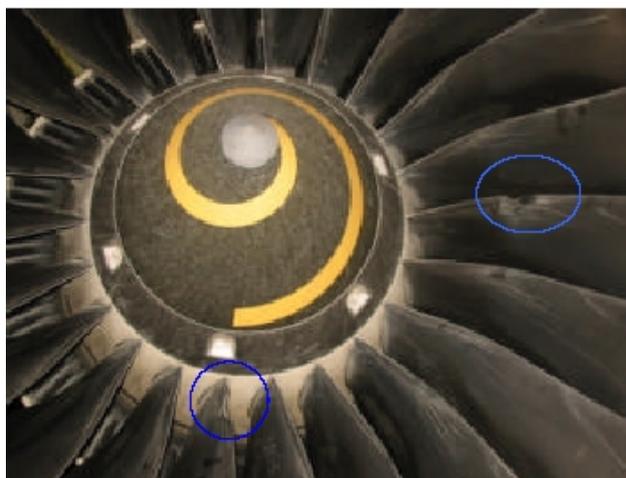


圖 1.12-7 扇葉損壞



圖 1.12-8 心錐刮損

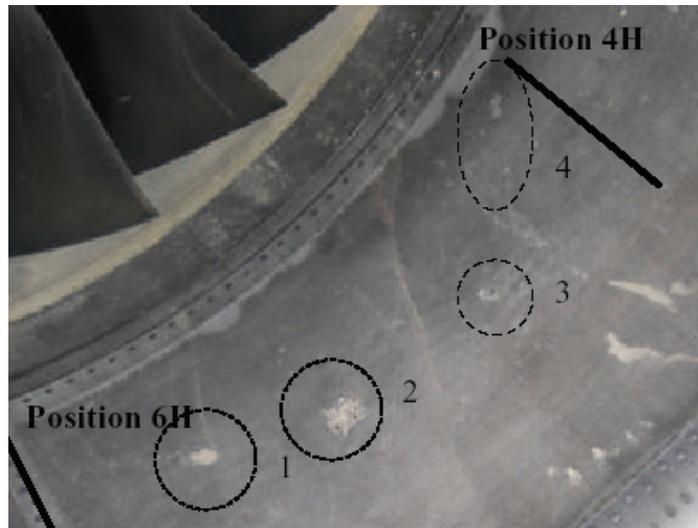


圖 1.12-9 進氣罩內部 4 處損壞

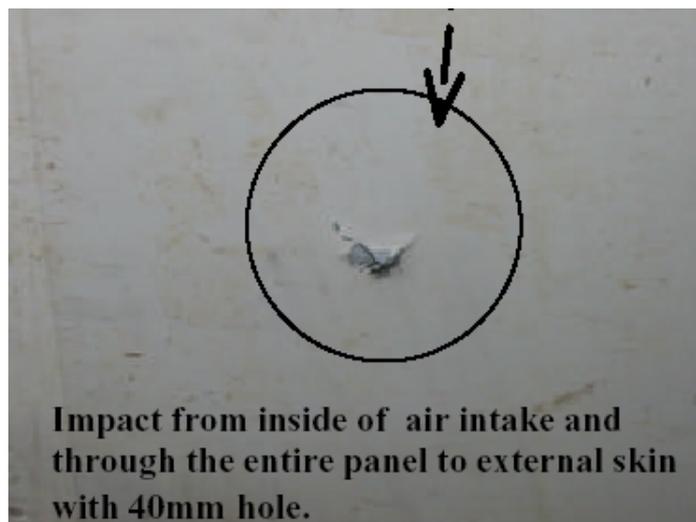


圖 1.12-10 進氣罩外部 1 處損壞

### 1號發動機吊艙 (Pylon) 區域

- 吊艙外觀無損壞。

### 左機翼

- 落地燈 (Landing Light) 破損，如圖1.12-11。



圖 1.12-11 落地燈破損

### 2號發動機

- 2片扇葉損壞，如圖1.12-12；
- 管路彎曲變形，底部疏油涵管（Drain Waster）失蹤，如圖1.12-13；
- 滑油冷卻器（Lateral Cooler）損壞，如圖1.12-14；
- 進氣罩（Inlet Cowl）、扇葉罩（Fan Cowl）及反推力罩（Thrust Reverser）嚴重損壞，如圖1.12-15。



圖 1.12-12 扇葉損壞



圖 1.12-13 管路彎曲變形，底部疏油涵管失蹤

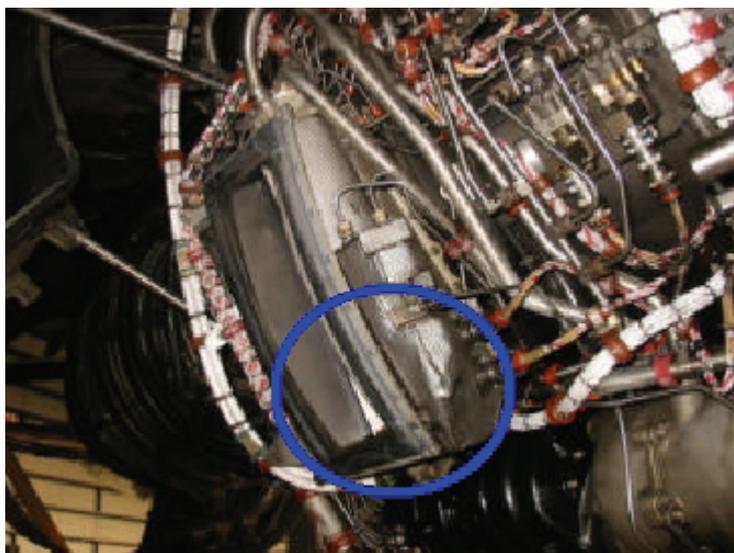


圖 1.12-14 滑油冷卻器損壞

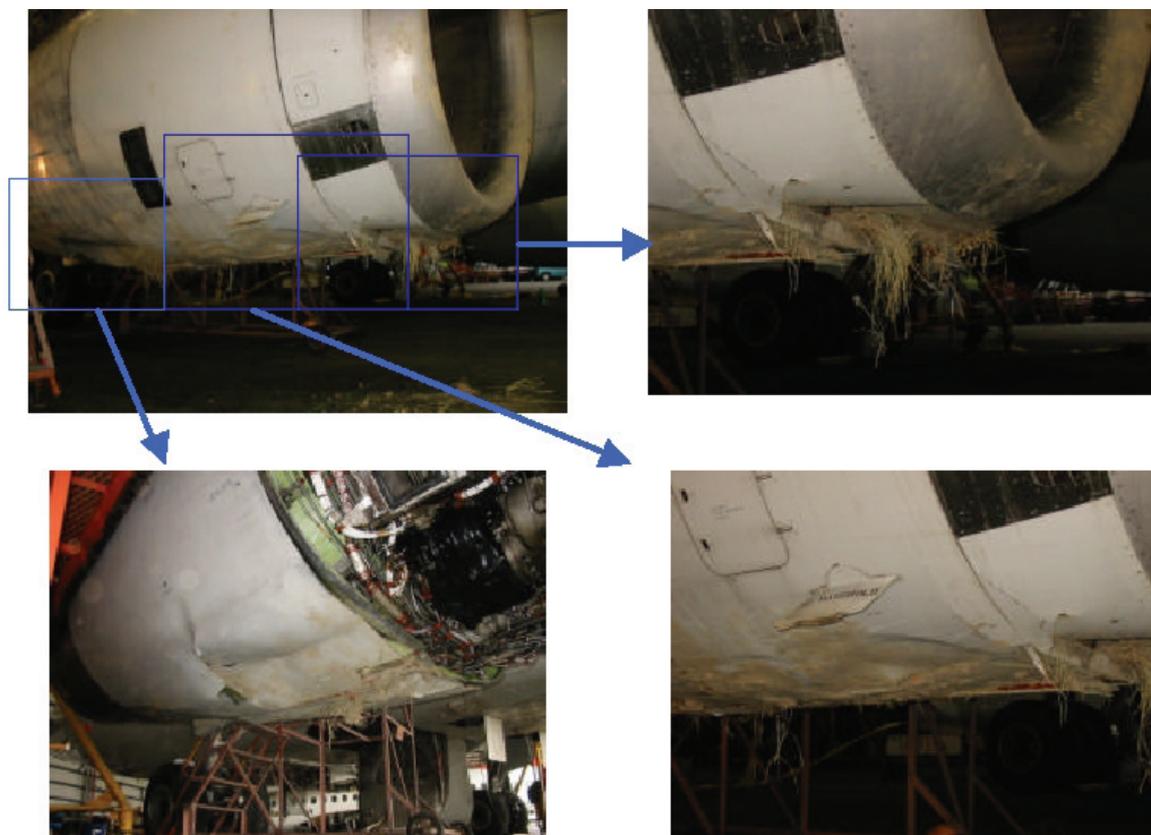


圖 1.12-15 發動機罩損壞情形

### **2號發動機吊艙**

- 吊艙吊點無損壞情形；
- 上部及側邊蓋板變形，螺栓拔出，如圖1.12-16；
- 結構變形，螺栓拔出，如圖1.12-17至1.12-20；
- 整流蓋板損壞，如圖1.12-21；
- 懸桁（Cantilever）變形，如圖1.12-22。

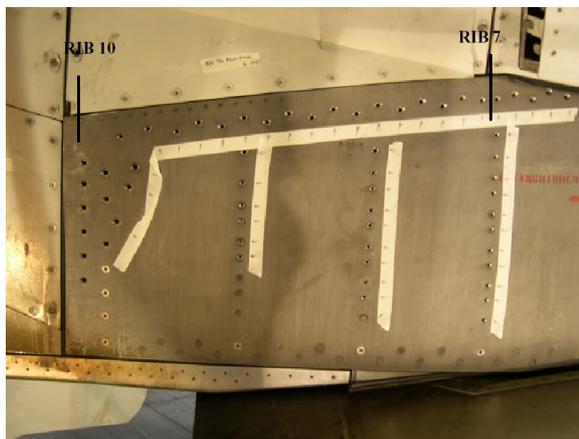


圖 1.12-16 上部及側邊蓋板螺栓拔出

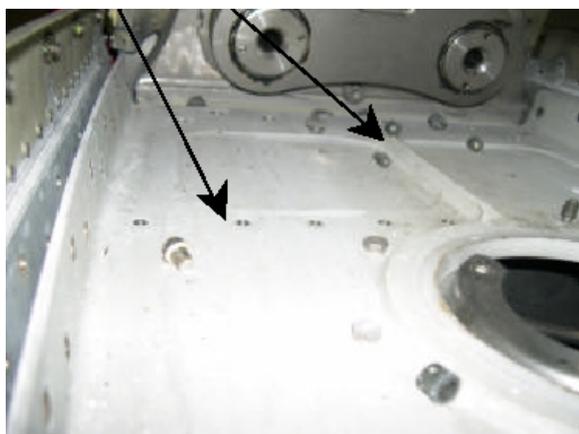


圖 1.12-17 頂盤螺栓拔出



圖 1.12-18 螺栓拔出結構變形



圖 1.12-19 底部結構流線扭曲變形



圖 1.12-20 垂直結構變形



圖 1.12-21 整流蓋板變形

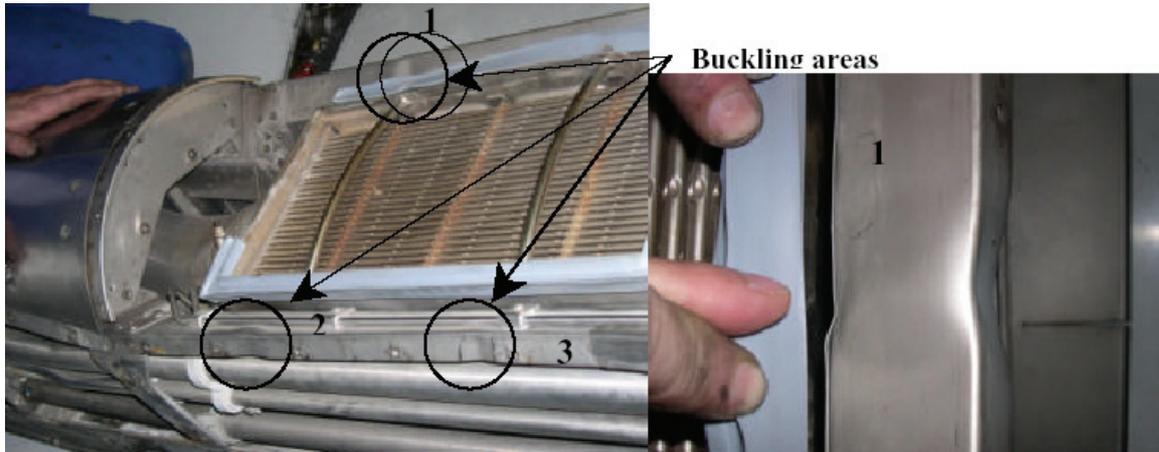


圖 1.12-22 上部懸桁角鋼皺摺變形

**右翼**

- 1號前緣襟翼（Slat）於靠近發動機吊艙處擠壓變形，前緣下方蒙皮凹陷，損壞區域約25mm×75mm（如圖1.12-23），前緣上方蒙皮凹陷，損壞區域約25mm×90mm（如圖1.12-24）。



圖 1.12-23 1號前緣襟翼損壞情形（1）

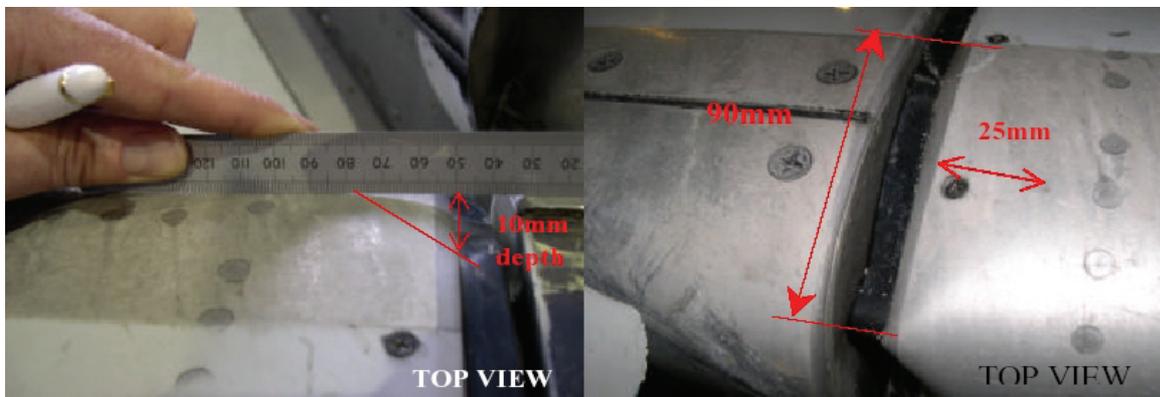


圖 1.12-24 1號前緣襟翼損壞情形（2）

### 1.13 醫學與病理

事故日 2135 時對 CM-1 及 CM-2 執行酒精測試，檢測結果正常。

### 1.14 火災

與本次事故無關。

### 1.15 生還因素

依據塔台錄音管制抄件、座艙語音紀錄器錄音抄件及正駕駛員訪談紀錄：正駕駛員於該機偏離跑道時即告知塔台請求地面支援，俟該機停止後，呼叫客艙組員「組員請就位」，隨後關斷發動機，啓動 APU 供電，在確定無火警及其他狀況後，用機內通話請座艙長到前艙，請座艙長準備配合地面人員疏散旅客。

依據座艙長訪談紀錄：座艙長於該機落地後，覺得好像一直往前衝，停不下來，感覺到客艙在抖動，聲音較平常大聲。該機約於落地後 20 秒左右停止。該機停止時，正駕駛員立即下令「組員就緊急疏散位置」，依程序屬無預警狀況迫降，四位組員分別就前後共四個出口位置並判斷是否為適合之逃生出口。座艙長透過機內通話，詢問其他組員機外客艙狀況，皆無火、煙等異常狀況，並向乘客廣播，告知目前飛機無立即之危險，等待正駕駛員進一步指示。隨後正駕駛員指示座艙長至駕駛艙，告知地面支援馬上抵達，擬由後方出口，使用樓梯車讓乘客下機，座艙長亦向乘客宣告此一計畫。離開前艙後，座艙長打開 1L 門<sup>14</sup>，與地面消防隊員對話，消防隊員告知目前飛機安全無虞，該員亦告知機內安全，無異常狀況。隨後地面支援人員陸續抵達，此時仍計劃由後方，利用樓梯車下機，因此被要求等待樓梯車及大型接駁車抵達。然而，由於飛機之姿態為前低後高，後艙門高度可能較樓梯車高，無法使用樓梯車讓乘客下機。經與地面支援人員及機內之客艙組員討論後，座艙長決定用滑梯讓乘客由 1L 門下機，並告知正駕駛員及乘客。隨後座艙長廣播告知乘客使用滑梯之原因，並告知使用滑梯之危險性及跳下滑梯之方法。另要求乘客拿掉身上任何尖銳之物品，以避免滑下時受傷或割破滑梯。因非緊急撤離狀況，經檢查行李外觀是否尖銳及過重後，允許乘客攜帶隨身行李下機。撤離至地面後，座艙長

<sup>14</sup> 客艙左前側第 1 個門。

及其他三位組員曾訊問乘客是否有受傷或不舒服之情形，但無乘客告知有受傷之情形。座艙長說明該機停止後除曾斷電約一秒外，客艙之電力並無問題，因此緊急逃生燈未開啓，未使用手電筒。機內之通話及廣播系統功能亦正常，且因與外界溝通無問題，所以未使用擴音器。

## 1.16 測試與研究

### 1.16.1 地面擾流板測試

為檢測地面擾流板之自動伸出功能，調查小組於 93 年 11 月 3 日於復興棚廠進行地面擾流板自動伸出之功能測試。該型機製造廠相關手冊無地面擾流板自動伸出功能之地面測試程序，由製造廠另行提供如附錄 3。測試程序使用特殊工具驅動主輪轂上之輪速計 (Tachometer)，當四個主輪轉速均大於等值於 72 哩/時之直線速度且兩油門控制桿在慢車位置時，地面擾流板全部自動伸出。若兩油門控制桿在爬升的位置，則地面擾流板即回到原來 (不伸出) 的位置。第 1 次測試地面擾流板自動伸出功能之初始條件：

- 航空器在地面上；
- 擾流板控制桿在備動 (ARM) 位置；
- 兩油門控制桿均在 MCT T.O. 的位置 (發動機未啓動)；及
- 驅動使 4 轉速計達約 1,000 rpm (地速 72 哩/時，約為 589 rpm)。

於上述情況，將兩油門控制桿從 MCT T.O. 的位置移向慢車位置。當油門控制桿在慢車位置時，地面擾流板均伸展。

第 2 次測試仍依上述之初始條件，首先將 1 號油門控制桿由 MCT T.O. 移至慢車位置，則所有擾流板保持在收下位置，接著將 2 號油門控制桿移向慢車位置，當油門控制桿角度在 22.5 度時，地面擾流板仍未伸出。接著將 1 號油門控制桿選至最大反推力位置 (REV MAX)，地面擾流板未伸出，再將 2 號油門控制桿緩慢收到慢車位置，當油門控制桿角度在 14.9 度時，所有的地面擾流板均伸展。

相同之初始條件，將 2 號油門控制桿移至慢車位置時，地面擾流板未伸出。接著將 1 號油門控制桿緩慢收到慢車位置，當油門控制桿在 15 度時，所有地面擾流

板均伸展。

此測試係為瞭解油門控制桿角度與地面擾流板自動伸出功能之關係。若任一油門控制桿角度在 22.5 度時，另一油門控制桿位置在慢車定位點或反推力範圍時，所有的地面擾流板均不伸展。若兩油門控制桿角度收至小於 15 度時，所有的地面擾流板均伸展。

## 1.16.2 煞車系統與反推力系統測試檢查

為確認輪胎、煞車及反推力系統之功能，調查小組於 93 年 10 月 19 日至 27 日間，在復興棚廠執行以下相關之檢測。

### 1.16.2.1 煞車系統

#### 主輪胎面檢查

4 個主輪胎面均有深切割（Deep Cut）至帆布加強層及斜向刮痕，胎面無溶膠析出（Tread Rubber Reversion）現象，如圖 1.16-1。

#### 胎壓測量

主輪：1 號 175 psi，2 號 185 psi，3 號 185 psi，4 號 185 psi；

鼻輪：左鼻輪 160 psi，右鼻輪 165 psi；

#### 煞車壓力

啓動交流電泵（AC Motor Pump, ACMP），以壓力量表於煞車管路實際量得之壓力如下：

1 號：黃系 2,600 psi，綠系 2,500~2,600 psi；

2 號：黃系 2,600 psi，綠系 2,500~2,600 psi；

3 號：黃系 2,600 psi，綠系 2,500~2,600 psi；

4 號：黃系 2,600 psi，綠系 2,500~2,600 psi。



圖 1.16-1 輪胎有深切割與斜向刮痕

### 煞車總成

拆解該機各煞車總成，依復興煞車檢查工作單執行檢查，無不符合情況。

### BSCU

故障紀錄有煞車訊號不良<sup>15</sup>，電腦單元自我功能測試正常，無異常發現。

另根據航空器維護手冊，執行下列 2 項測試，均無異常發現。

- 無警告顯示下失去正常煞車 (Lost of Normal Braking Without Warning Indication)；
- 備用煞車與防滑系統作用 (Operational Test of Alternate Braking System with Anti-skid)。

#### 1.16.2.2 反推力系統測試

為檢測事故航空器 1 號發動機反推力系統之功能，依 A320 型機航空器維護手冊程序 (78-31-00 PB501) 執行測試，結果無異常發現。

---

<sup>15</sup> BSCU 紀錄之故障，其發生時間為本次事故發生後。

### 1.16.3 油門控制桿角度與顯示

為讀取 1.16.1 節所述地面擾流板測試時所需之油門控制桿角度，調查小組於 93 年 10 月 26 日在復興棚廠執行油門控制桿位置與顯示測試。透過航空器整合資料系統（Aircraft Integrated Data System, AIDS）與多功能控制顯示單元（Multi-purpose Control and Display Unit, MCDU）讀取 TLA。但該機之 MCDU 僅有 TRA（Thrust Resolver Angle），無 TLA 之顯示。依航空器維護手冊（AMM 76.11-00）說明 TLA 與 TRA 係線性關係，如圖 1.16-2。

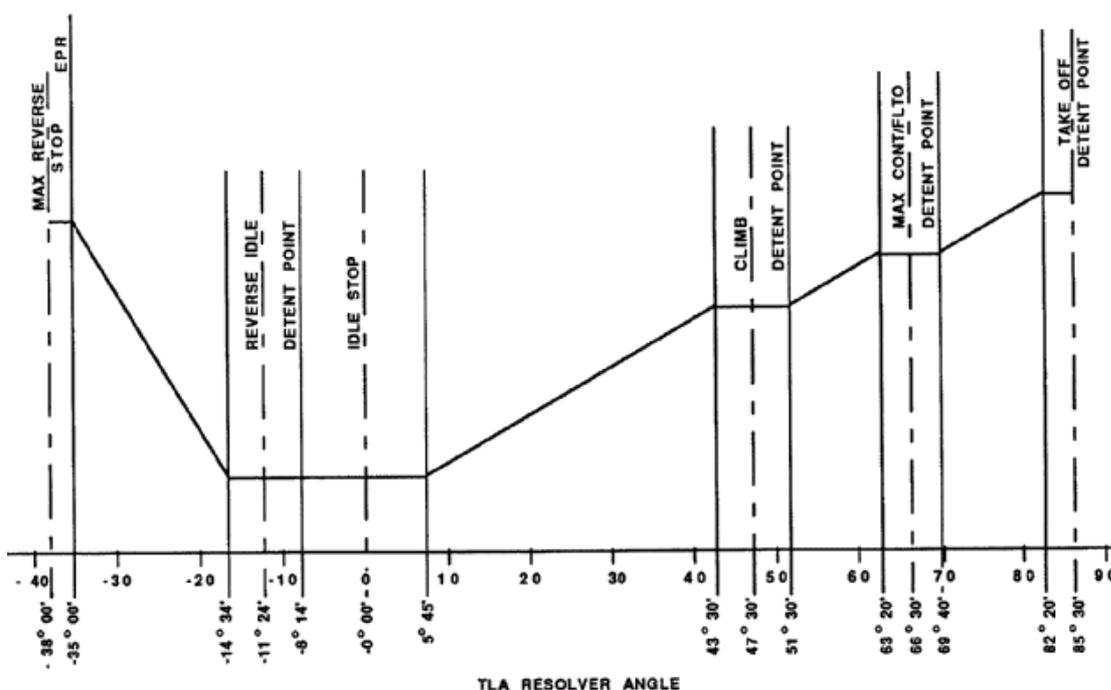


圖 1.16-2 TLA 與 TRA 之關係圖

為確認油門控制桿實際位置與 MCDU 上 TRA 顯示之關係，實施油門控制桿實際位置指示角度測試，各種測試位置與顯示如表 1.16-1。測試發現實際位置 REV MAX 至 TO GA，所對應 MCDU 之 TRA 顯示係由 -20 度到 +45 度。此角度符合 TLA 範圍，故該 MCDU 之 TRA 顯示數值為 TLA。

表 1.16-1 油門控制桿實際位置與指示角度顯示表

實際油門控制桿位置	MCDU 資料參數指示	資料來源	顯示值
REV MAX	TRA	EEC1	-20.1
		EEC2	-20.2
REV IDLE	TRA	EEC1	-6.0
		EEC2	-6.0
IDLE	TRA	EEC1	0.0
		EEC2	-0.1
CLIMB	TRA	EEC1	25.0
		EEC2	25.0
FLX MCT	TRA	EEC1	34.9
		EEC2	34.9
TO GA	TRA	EEC1	44.7
		EEC2	44.8

## 1.17 組織與管理

### 1.17.1 飛航相關之組織與管理

復興飛航相關部門包括安全管制室、聯管中心、航務處等，其組織如圖 1.17-1。

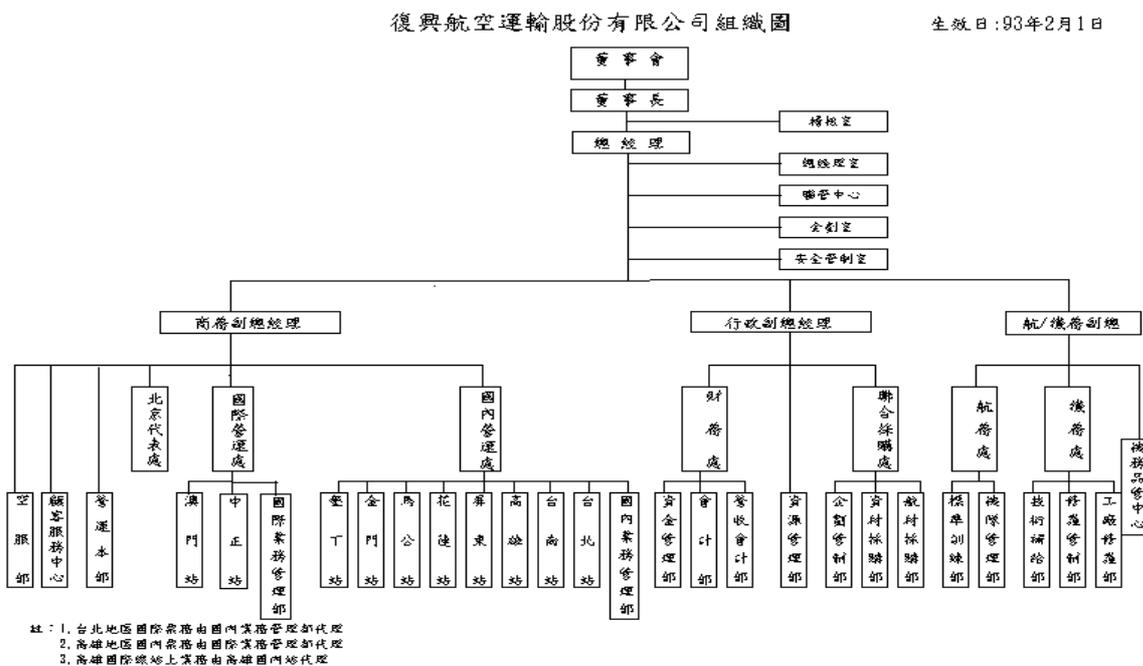


圖 1.17-1 復興組織圖

### 1.17.1.1 安全管制室

民國 84 年 5 月復興航務處飛安室脫離航務處，改隸總經理室。91 年 1 月 1 日將保安、勞工安全業務併入飛安室改為安全管制室（以下簡稱安管室）。編制有主任 1 人、專員 2 人、工程師 2 人、業務員 1 人，合計 6 人。

安管室作業涵蓋航務、機務、品管、運務等單位，重要工作項目為：

1. 執行飛航作業品質保證（Flight Operations Quality Assurance, FOQA）作業之飛航監視系統（Line Operations Monitor System, LOMS）分析與一般飛安相關業務；
2. 飛航監視系統作業分兩方面，安管室負責操作管理及整體趨勢分析，航務處指定駕駛員協助確認事件，後續則交航務處處置；
3. 參加每日機務情況晨報，藉以瞭解機務作業狀況；
4. 督導各相關單位實施自我督察作業，定期彙整紀錄並呈總經理核閱；
5. 負責對全公司實施危險物品教育；
6. 組成巡迴教育小組，宣導「全員飛安」觀念，各單位自負飛安責任；
7. 航務處負責處理「組員報告」，飛安相關部分則會同安管室協辦。

### 1.17.1.2 航務處

航務處隸屬航/機務副總經理管理。依「復興航空航務處作業手冊」，航務處之職責包括：

1. 航務政策之推動；
2. 飛航安全之確保；
3. 各項作業手冊和程序之製定與實施；
4. 飛航機師之人力規劃、訓練、運用、考核及管理；及
5. 飛航機師任務之派遣與執行。

航務處下轄機隊管理部及標準訓練部，機隊管理部下有 AirBus 機隊、ATR 機隊及派遣管理組等 3 部門。標準訓練部下有學科計畫組、標準訓練組及計畫發展組等 3 組。

航務處（副）協理為航務處主管，職掌為：

1. 綜理處內事務，協調聯繫其它單位；
2. 督導、策定公司飛航業務之政策與程序；
3. 督導航務業務之推行；
4. 督導飛航人員訓練；
5. 督導、策劃各項政策確保飛航安全；及
6. 督導、考核、管理所屬人員。

#### 1.17.1.2.1 機隊管理部

AirBus 機隊有 AirBus 320/321 型機 8 架，正駕駛員 28 人（其中包括民航局委任檢定考試官 2 人、檢定駕駛員 3 人、教師駕駛員 3 人）、副駕駛員 26 人，計 54 人。ATR 機隊有 ATR 72 型客機 10 架。

依「復興航空航務處作業手冊」，總機師職掌為：

1. 執行駕駛員各種考核及能力評鑑；
2. 負責新進、升訓、轉訓駕駛員之甄選審核及人力規劃；
3. 參與及督導必要之課程研習；
4. 負責機隊人員之管理，包括駕駛員飛航技術、紀律及生活習慣層面；
5. 執行各項技術層面之考核與駕駛員個人年度績效之評估；及
6. 處理「飛航組員報告」。

#### 1.17.1.2.2 標準訓練部

### **標準訓練組**

標準訓練組（以下簡稱標訓組）編制有主任、業務員各 1 人及任務編組之檢定駕駛員與教師駕駛員。

依「復興航空航務處作業手冊」，標訓主任職掌包括：

1. 增編、修訂各機隊標準操作程序（Standard Operations Procedurals，SOP）、航務手冊（Flight Operations Manual，FOM）、飛航訓練管理手冊（Flight Training Management Manual，FTMM）、飛航訓練手冊（Flight Training Manual，FTM）、航路手冊（Route Manual）等飛航標準作業規範；
2. 蒐集編撰各型機地面學科訓練、模擬機訓練、飛航訓練之教材及試題題庫；
3. 督導教師駕駛員執行訓練、技能檢定，負責訓練成效評估及缺點追蹤考核，並針對訓練進度落後或檢定不合格事件進行評估檢討及建議；
4. 參與新進、升訓、轉訓及教師駕駛員之甄選及評審，以及機隊人力評估會議；及
5. 負責召開有關駕駛員飛航技術能力之審查會議。

依「復興航空航務處作業手冊」，任務編組之檢定駕駛員與教師駕駛員職掌包括：

1. 執行各項駕駛員技能檢定及考驗；
2. 執行各項飛航訓練（包括有關飛航之地面學科、民航法規等相關規定）課程；
3. 反應訓練問題以改善訓練或運作程序；
4. 人員資格鑑定、審核；及
5. 參與定期教師駕駛員會議及人員技術評議會議。

### **學科計畫組**

學科計畫組編制有主任、副主任及業務員等各 1 人。

依「復興航空航務處作業手冊」，學科計畫組職掌包括：

1. 各項訓練計畫之擬定及追蹤執行情況；
2. 協調任務派遣組安排駕駛員學科複訓；
3. 各種訓練教材、書籍及訓練設備之保管、整理及補充；
4. 負責各項飛航及地面學科訓練、有關教師及訓員意見之蒐集及評估；
5. 模擬機複訓人員之編排及資料之處理；及
6. 各受訓人員之階段訓練時間及考核紀錄之追蹤。

## 1.18 其他資料

### 1.18.1 現場量測

現場量測與衛星影像之套疊結果如圖 1.18-1，其中左主輪、右主輪及鼻輪之胎痕軌跡分別以綠色、橘色及紅色線條表示。

依據現場量測結果，該機鼻輪於 10 號跑道末端外 321 呎處滑出緩衝區，停止於緩衝區北側約 130 呎處之明溝內（如圖 1.18-2），航向 002 度，機身略為前傾。

該機之胎痕軌跡可由停止位置追溯至緩衝區（如圖 1.18-3），至 28 號跑道頭標線區域止。

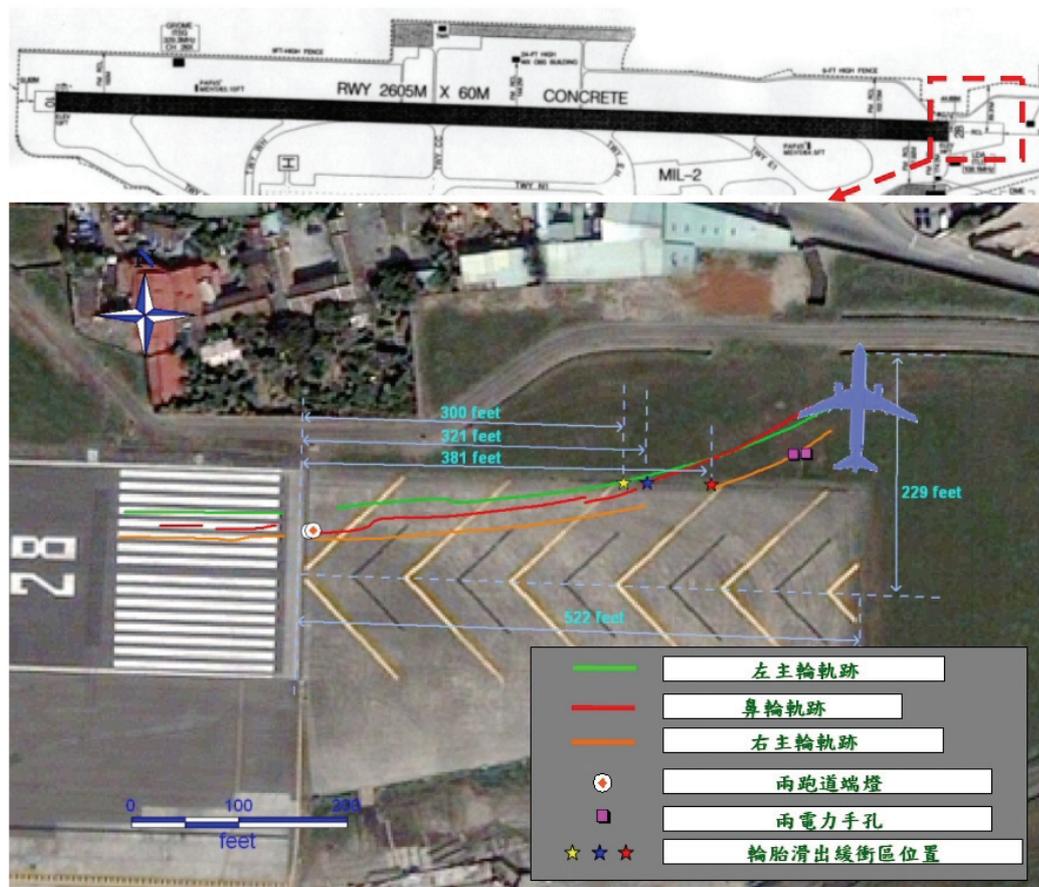


圖 1.18-1 現場量測圖



圖 1.18-2 該機鼻輪滑入明溝之情形



圖 1.18-3 該機之胎痕軌跡

### 1.18.2 航空器處理

航空器拖離作業由台北國際航空站協助復興執行，於右翼根處以氣墊撐起，但因高度不足未能發生效用。又於機身 15、21 及 62 橫框處以吊帶拖吊(如圖 1.18-4)，斷損的鼻輪起落架以小拖車支撐，主起落架用拖車以吊帶挽住往後拖回跑道(如圖 1.18-5)。



圖 1.18-4 機身 15、21 及 62 橫框處以吊帶拖吊



圖 1.18-5 航空器以吊帶捆綁主起落架外筒拖離草坪

### 1.18.3 訪談摘要

#### 1.18.3.1 駕駛員訪談

##### 1.18.3.1.1 CM-1

受訪者表示：

飛行前於聯管中心報到時，得知 B-22310 機 2 號發動機反推力器已 Deactivate<sup>16</sup>。提示時向 CM-2 提及 1 個發動機反推力器延遲改正係符合派遣標準，應注意落地減速及方向操控操作。

飛航中由 ATIS 獲知松山機場，能見度 5 公里，雲幕高 1,800 呎，有 Low Level Windshear<sup>17</sup>及 Moderate Turbulence<sup>18</sup>的情形。受訪者同意 CM-2 落地使用 Flaps 3，自動煞車選用 Medium<sup>19</sup>。

五邊有亂流，能見度良好，高度約 1,000 呎獲落地許可。落地正常。著陸後呼

---

<sup>16</sup> 不能致動。

<sup>17</sup> 低空風切。

<sup>18</sup> 中度亂流。

<sup>19</sup> 自動煞車率之中度位置。

叫「Spoiler, One Reverse Green」，然後數度呼叫「沒有煞車」，惟減速率仍不足，故協助踩煞車。CM-2 曾減低 1 號發動機反推力之動力，之後再將 1 號發動機反推力動力加滿。

向左偏側滑出清除區<sup>20</sup>進入草地時減速很快，鼻輪落入水溝後完全停止，即關發動機。受訪者使用客艙廣播「Cabin Crew At Station」3 次，確定無火警現象後，啓動 APU<sup>21</sup>，告知塔台「需要地面支援」，請座艙長至駕駛艙說明情況。

因樓梯車無法靠近飛機，乘客係經由釋出之客艙左前門 Slide 離機。

### 1.18.3.1.2 CM-2

受訪者表示：

由 ATIS 獲知松山機場：能見度 5 公里，雲幕高 1,800 呎，風速變化 3 浬/時，10 號跑道有風切。進場提示按卡實施，計算 Vapp<sup>22</sup>為 137 浬/時，因有雨自動煞車選用 Medium 同時按下 MED 鈕，Flaps 3，使用 Auto-Pilot。

最後進場時，風不穩定，高度約 400 呎時，解除自動駕駛。落地後使用 1 號發動機反推力器，CM-1 呼叫「Reverse One Green」及「沒有煞車」，即踩下煞車踏板，但飛機無明顯減速反應。CM-1 再度呼叫「沒有煞車」，加大踏板角度，惟仍未明顯減速，同時感到 CM-1 亦在使用煞車。

飛機有左偏傾向時，減低 1 號發動機反推力器之動力，然後再度將 1 號發動機反推力動力加滿。

當向左偏出清除區後減速明顯。落地後至飛機停止，CM-1 未曾下令接替操作。

---

<sup>20</sup> 意指緩衝區。

<sup>21</sup> 輔助動力 Auxiliary Power Unit。

<sup>22</sup> 進場速度。

## 1.18.4 操作手冊 (Flight Crew Operating Manual) 摘要

 <b>A319 A320 A321</b> <small>TransAsia Airways</small> <b>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</b>	<b>AUTO FLIGHT</b>  FLIGHT GUIDANCE	1.22.30	P 61
		SEQ 001	REV 28

**A/THR ACTIVATION**

The A/THR is active when it controls thrust or speed. The position of the thrust lever determines the maximum thrust that the A/THR system can command (except in  $\alpha$ -floor condition).

- R The A/THR being armed, is activated :
- when the pilot sets both thrust levers between the CL and IDLE detents (two engines operative)
  - R – when the pilot sets one thrust lever between the MCT and IDLE detents (one engine inoperative).
- R The A/THR being disconnected, is activated when the pilot pushes the FCU pushbutton while the thrust levers are within the active range, including IDLE position.
- R
- R *Note : When the pilot sets both thrust levers to IDLE position, the A/THR disconnects but, if the pilot pushes the A/THR pushbutton of the FCU, he will simultaneously arm and activate the autothrust. Due to the thrust levers position, IDLE thrust will be maintained.*
- R

- when ALPHA FLOOR is activated, regardless of the initial status of A/THR and the position of the thrust levers.

When A/THR is active :

- The A/THR pushbutton on the FCU lights up.
- R – The FMA displays A/THR mode in green in the first column and A/THR in white in the fifth column.
- R



 <b>A319 A320 A321</b> <small>TransAsia Airways FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	<b>AUTO FLIGHT</b>  FLIGHT GUIDANCE	1.22.30	P 62
		SEQ 200	REV 31

### EFFECTS OF THRUST LEVER MOVEMENT WHILE A/THR IS ACTIVE

- When both thrust levers are set above the CL detent (both engines operative) or one thrust lever is set above MCT (one engine operative) the A/THR reverts from active to armed. “A/THR” turns to blue on the FMA and the thrust levers control the thrust directly. The FMA displays “MAN THR” white in its first column.  
The thrust levers provide the crew with an immediate increase of thrust when both thrust levers are pushed above the CL detent (2 engines) or the active thrust lever above the MCT detent (one engine operative).
- When both thrust levers are set below the CL detent (both engines operative) or one thrust lever is set below MCT (one engine operative), a repeating warning (amber caution, single chime, ECAM message “A/THR LIMITED”) is activated every 5 seconds until the pilot moves the lever back into the detent. “THR LVR” green is displayed on the FMA  
“LVR CLB” (both engines operative) or “LVR MCT” (one engine operative) flashes white in the first column of the FMA.  
This device reminds the crew that the normal operating position of the thrust levers, when A/THR is active, is the CL detent (2 engines) or the MCT detent (one engine operative).
- When one thrust lever is in the CL detent and the other one out of the detent, the “LVR ASYM” amber message comes up until both levers are set in the CL detent (only with both engines operative).

### A/THR DISCONNECT

When the A/THR is disconnected, it is neither armed nor active.

The A/THR can be disconnected in two ways :

- \* Standard disconnection
  - The pilot pushes the instinctive disconnect pushbutton on the thrust levers (which immediately sets the thrust corresponding to the lever positions) or
  - The pilot sets both thrust levers to IDLE detent.
- \* Non-standard disconnection
  - The pilot pushes the A/THR pushbutton on the FCU while A/THR is armed/active, or
  - The system loses one of the arming conditions.

#### R **Below 100 feet radio altitude**

R When the radio altitude is below 100 feet and the pilot sets both thrust levers above the CL detent or one above the MCT detent, the autothrust will disconnect. It will rearm automatically when at least one of the thrust levers is set to TOGA.

R If the PF sets the thrust levers slightly above CL detent but below TOGA and come back to CL detent, the A/THR will disconnect and remain disconnected. As a result, the thrust will increase up to CLIMB thrust. The crew has to manually set the appropriate thrust for landing (or go around).

 <b>A319 A320 A321</b> <small>TransAsia Airways</small> <b>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</b>	<b>AUTO FLIGHT</b>	1.22.30	P 63
	FLIGHT GUIDANCE	SEQ 100	REV 31

**CAUTION**

If the pilot pushes and holds one instinctive disconnect pushbutton for more than 15 seconds, the A/THR system is disconnected for the remainder of the flight. All A/THR functions including ALPHA FLOOR are lost, and they can be recovered only at the next FMGC power-up (on ground).

**THRUST LOCK FUNCTION**

The THRUST LOCK function is activated when the thrust levers are in the CL detent (or the MCT detent with one engine out) and the pilot pushes the A/THR pushbutton on the FCU or the A/THR disconnects due to a failure.

- “THR LK” flashes amber on the FMA.
- ECAM “ENG THRUST LOCKED” flashes every five seconds.
- ECAM displays “THR LEVERS..... MOVE”
- A single chime sounds and the Master Caution Light flashes every five seconds.

The thrust is locked at its level prior to disconnection. Moving the thrust levers out of CL or MCT suppresses the thrust lock and gives the pilot manual control with the thrust levers. All warnings cease when the pilot moves the thrust levers out of the detent.

**A/THR DISCONNECT CAUTION**

		A/THR DISCONNECTION	
		BY INSTINCTIVE DISCONNECT OR SETTING TWO LEVERS TO IDLE (if above 50 ft RA)	BY OTHER MEANS
CONSEQUENCE	MASTER CAUTION	illuminated-3 sec max	illuminated
	ECAM MESSAGE	amber A/THR OFF message 9 sec maximum	Flashing “ENG THRUST LOCKED” (amber AUTO FLT A/THR OFF THR LEVERS..... MOVE (blue)
	AUDIO	single chime	single chime
	CLR pushbutton on ECAM CONTROL PANEL	extinguished	illuminated
ACTION	MASTER CAUTION pushbutton	extinguishes MASTER CAUTION light erases ECAM message	extinguishes MASTER CAUTION light
	CLR pushbutton on ECAM CONTROL PANEL	No effect	extinguishes MC light and CLR pushbutton, erases ECAM message calls status
	INSTINCTIVE DISCONNECT pushbutton	extinguishes MASTER CAUTION light erases ECAM message	extinguishes MASTER CAUTION light
ECAM STATUS MESSAGE		NO	YES

- R – Standard disconnection triggers temporary ECAM message and caution light. Single chime sounds.
- R – Non standard disconnection triggers caution light and ECAM message removed only by
- R a pilot action. Single chime sounds.

 <b>A319</b> <b>A320</b> <b>A321</b> TransAsia Airways FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>AUTO FLIGHT</b>  FLIGHT GUIDANCE	1.22.30	P 64
		SEQ 100	REV 23

### A/THR MODES

Except in takeoff and go around situations, normal operation of the A/THR system requires the thrust levers to be :

- In the CL detent for the two-engine configuration. If they are not set in the CL detent, "LVR CLB" flashes white on the FMA.
- In MCT detent when in the one-engine-out configuration. If the appropriate lever is not set in the MCT detent, "LVR MCT" flashes white on the FMA.

The A/THR modes are selected automatically in conjunction with the AP/FD modes (except for ALPHA FLOOR).

A/THR in THRUST mode	AP/FD pitch mode maintains the speed : OP CLB - OP DES - CLB - EXP CLB-◁ - EXP DES-◁ - SRS - FLARE and DES (IDLE path)
A/THR in SPEED/MACH mode	If neither AP nor FD is engaged If AP/FD controls a vertical path V/S-FPA-ALT*- ALT CST*-ALT-ALT CRZ-G/S* -G/S-FINAL and DES (geometric path)
A/THR in RETARD mode	Automatic landing (AP engaged in LAND mode).

### THRUST mode

- In THRUST mode, autothrust commands a specific thrust level in conjunction with the AP/FD pitch mode. This thrust level is limited by thrust lever position.

FMA display	Meaning
THR MCT	Single engine thrust in climb. The live engine is at maximum continuous thrust (thrust lever in MCT detent)
THR CLB	Climb thrust two engine configuration (at least one thrust lever in the CL detent, the other one below CL)
THR LVR	Undetermined thrust (neither CLB or MCT thrust)
THR IDLE	Minimum thrust (both engines at IDLE thrust)

*Note : When the A/THR is armed for takeoff or go around, the FMA displays "MAN TOGA" (or "MAN FLX") in white to remind the crew that the thrust levers have been positioned properly.*

 <b>A319 A320 A321</b> <small>TransAsia Airways</small> <b>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</b>	<b>AUTO FLIGHT</b>	1.22.30	P 65
	FLIGHT GUIDANCE	SEQ 100	REV 34

## RETARD MODE

The RETARD mode is only available during automatic landing (AP engaged in LAND mode). At approximately 40 feet RA, the RETARD mode engages and remains engaged after touchdown. The A/THR commands IDLE thrust during the flare, and the FMA and engine warning display "IDLE". If the autopilot is disengaged during the flare before touchdown, the SPEED mode replaces the RETARD mode, and the pilot has to manually reduce thrust.

*Note : In an automatic landing, the system generates a "RETARD" callout at 10 feet radioaltitude (RA), which prompts the pilot to move the thrust levers to IDLE in order to confirm thrust reduction. In manual landing conditions, the system generates this callout at 20 feet RA, as a reminder.*

## ALPHA FLOOR

ALPHA FLOOR is a protection that commands TOGA thrust, regardless of the thrust levers' positions. This protection is available from lift-off to 100 feet RA on approach.

ALPHA FLOOR calls up the following indications :

- "A FLOOR" in green, surrounded by a flashing amber box on the FMA, and in amber on the engine warning display, (as long as  $\alpha$ -floor conditions are met).
- "TOGA LK" in green, surrounded by a flashing amber box on the FMA, when the aircraft leaves the  $\alpha$ -floor conditions. TOGA thrust is frozen.

To cancel ALPHA FLOOR or TOGA LK thrust, the pilot must disconnect the autothrust.

## SPEED/MACH mode

In SPEED/MACH mode, the A/THR adjusts the thrust in order to acquire and hold a speed or Mach target.

The speed or Mach target may be :

- Selected on the FCU by the pilot.
- Managed by the FMGC.

When in SPD/MACH mode, the A/THR does not allow speed excursions beyond the following limits, regardless of the target speed or Mach number :

- For a selected speed target, the limits are VLS and VMAX (VMO-MMO, VFE-VLE, whichever applies).
- For a managed speed target, the limits are maneuvering speed (Green Dot, S, F, whichever applies) and maximum speed (340/.80-VFE-VLE, whichever applies).

The changeover from SPEED to MACH mode is either automatic, performed by the FMGC, or manual, with the pilot pushing the SPD/MACH changeover pushbutton.

The FMA displays "SPEED" or "MACH".

### **Approach autothrust :**

- R Below 3200 feet radioaltitude, with at least CONF 1, the A/THR logic is modified to be more responsive to speed variation. This is referred to as approach autothrust.

 <b>A319 A320 A321</b> <small>TransAsia Airways FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	<b>FLIGHT CONTROLS</b>	1.27.10	P 12
	DESCRIPTION	SEQ 001	REV 37

**GROUND SPOILER CONTROL**

Spoilers 1 to 5 act as ground spoilers.  
 When a ground spoiler surface on one wing fails, the symmetric one on the other wing is inhibited.

**Arming**

The pilot arms the ground spoilers by pulling the speedbrake control lever up into the armed position.

**Full extension**

The ground spoilers automatically extend during rejected takeoff, at a speed greater than 72 knots, or at landing when both main landing gears have touched down, when :

- R · Ground spoilers are armed and all thrust levers are at or near idle, or
- R · Reverse is selected on at least one engine (other thrust lever at or near idle), if ground spoilers were not armed.

*Note :* · In autoland, the ground spoilers fully extend at half speed one second after both main landing gear touch down.

- R · The spoiler roll function is inhibited when spoilers are used for the ground spoiler function.
- R

**Partial extension**

The ground spoilers partially extend (10°) when reverse is selected on at least one engine (other engine at idle), and one main landing gear strut is compressed. This partial extension, by decreasing the lift, eases the compression of the second main landing gear strut, and consequently leads to full ground spoiler extension.

**Retraction**

The ground spoilers retract :  
 · After landing, or after a rejected takeoff, when the ground spoilers are disarmed.

*Note :* If ground spoilers are not armed, they extend at the reverse selection and retract when idle is selected.

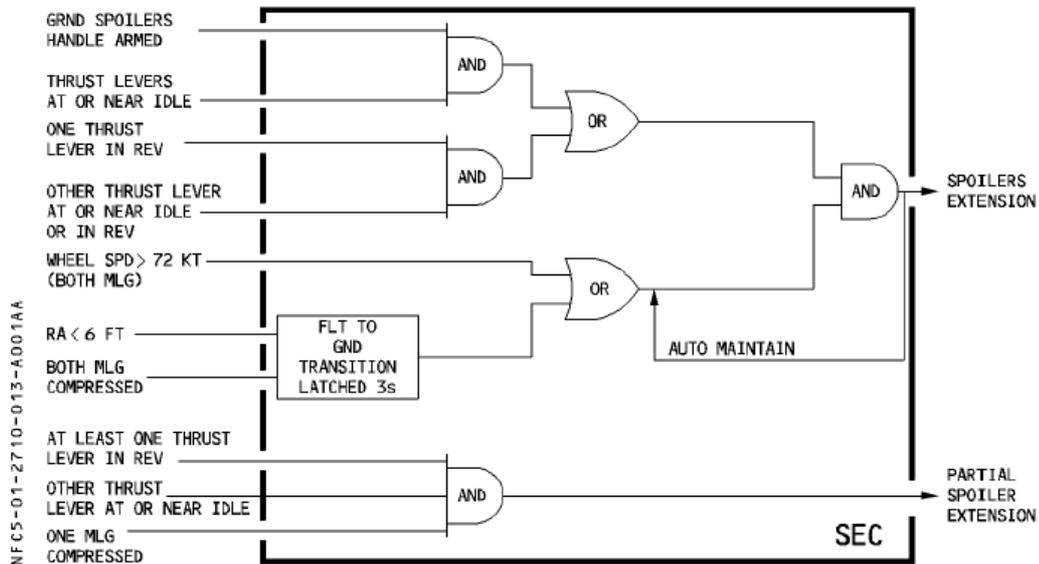
- During a touch and go, when at least one thrust lever is advanced above 20°.

*Note :* After an aircraft bounce, the ground spoilers remain extended with the thrust levers at idle.

 <b>A319 A320 A321</b> Tanzania Airways FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>FLIGHT CONTROLS</b>	1.27.10	P 13
	DESCRIPTION	SEQ 001	REV 30

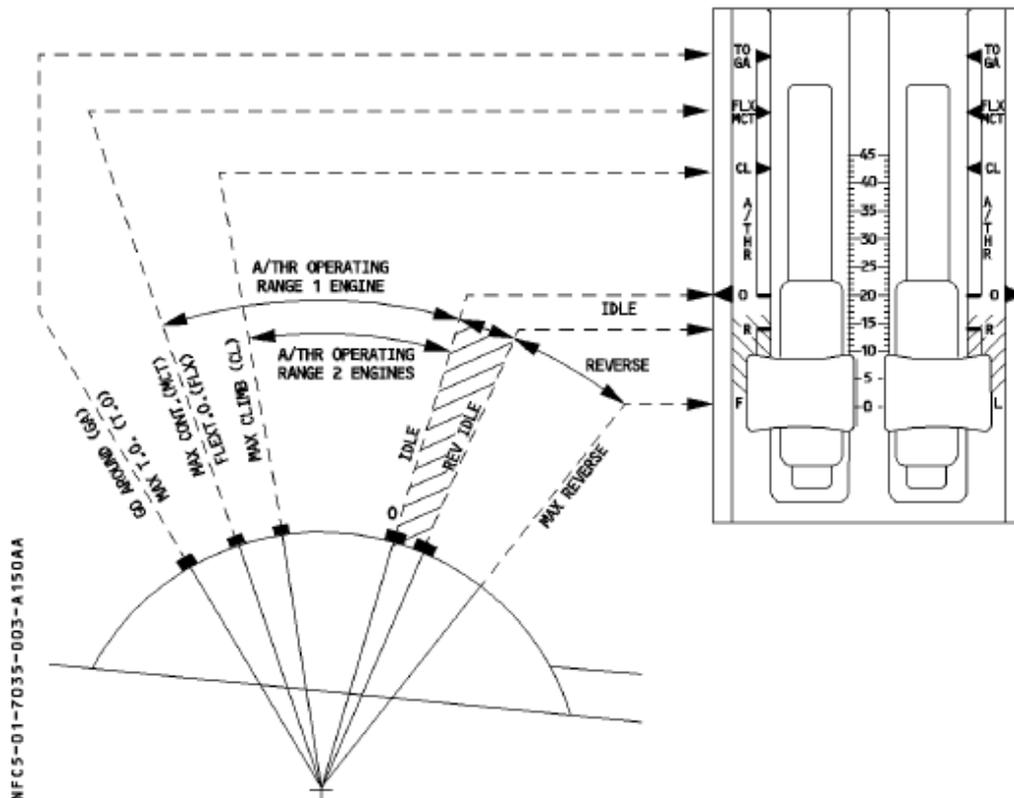
**FOR INFO**

- R The landing gear touchdown condition is triggered for both main landing gear, either when
- R their wheel speed is greater than 72 knots, or when their landing gear struts are
- R compressed and the radio altitude is very low (RA < 6 feet).
- R For the ground spoiler logic, idle signifies :
- R Thrust lever position < 4° or < 15° when below 10 ft
- R



 <b>A319 A320 A321</b> TransAsia Airways FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>POWER PLANT</b> THRUST CONTROL SYSTEM	1.70.35	P 3
		SEQ 150	REV 23

**THRUST LEVERS**



The thrust levers can only be moved manually.  
 They move over a sector that is divided into four operating segments.  
 The sector has five positions defined by detents or stops.  
 Thrust lever position is transmitted to the FADEC, which computes and displays the thrust rating limit and the N1 for that Thrust Lever Angle (TLA).

*Note : There is no reverse idle detent. When the pilot moves the lever out of the idle stop by pulling up the reverse lever on the front of the thrust lever, he selects reverse idle.*

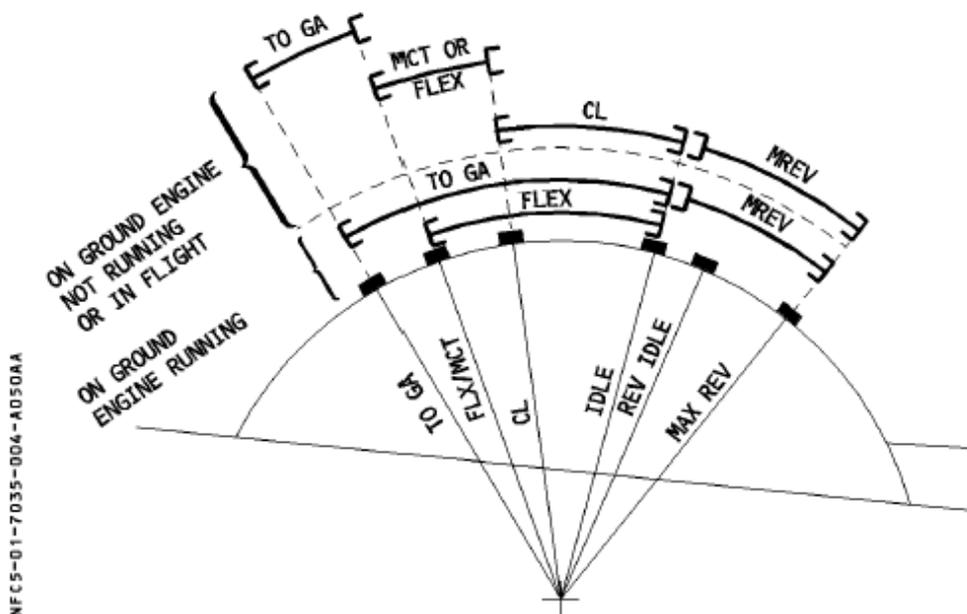
 <b>A319 A320 A321</b> TransAsia Airways FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>POWER PLANT</b>	1.70.35	P 4
	THRUST CONTROL SYSTEM	SEQ 050	REV 23

**THRUST RATING LIMIT**

The FADEC computes the thrust rating limit for each thrust lever position, as shown below. If the thrust lever is set in a detent, the FADEC selects the rating limit corresponding to this detent.

If the thrust lever is set between two detents, the FADEC selects the rating limit corresponding to the higher detent.

RATING LIMITS :



 <b>A319 A320 A321</b> TaraAirways FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>POWER PLANT</b>	1.70.35	P 5
	THRUST CONTROL SYSTEM	SEQ 050	REV 23

**THRUST CONTROL**

**MANUAL MODE**

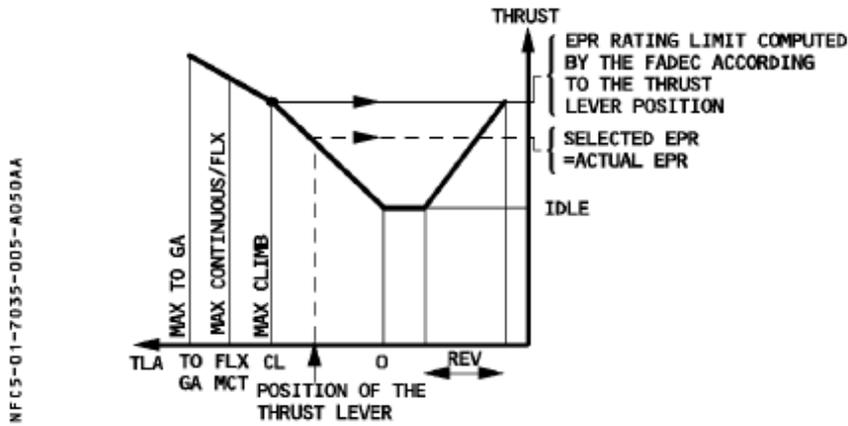
The engines are in the manual mode provided the A/THR function is :

- not armed or
- armed and not active (thrust lever not in the A/THR operating range and no alpha floor).

In these conditions, each engine is controlled by the position of its thrust lever.

The pilot controls thrust by moving the thrust lever between IDLE and TOGA positions. Each position of the thrust lever within these limits corresponds to an EPR.

When the thrust lever is in a detent, the corresponding EPR is equal to the EPR rating limit computed by the FADEC for that engine.



When the thrust lever is in the FLX/MCT detent :

- **On the ground**  
The engine runs at the flex takeoff thrust rating if the crew has selected a flex takeoff temperature on the MCDU that is higher than the current Total Air Temperature (TAT). Otherwise the engine produces Maximum Continuous Thrust (MCT).

*Note : A change in FLEX TEMP during the takeoff has no effect on the thrust.*

- **After takeoff**  
The pilot can change from FLX to MCT by moving the thrust lever to TOGA or CL, then back to MCT. After that, he cannot use the FLX rating.

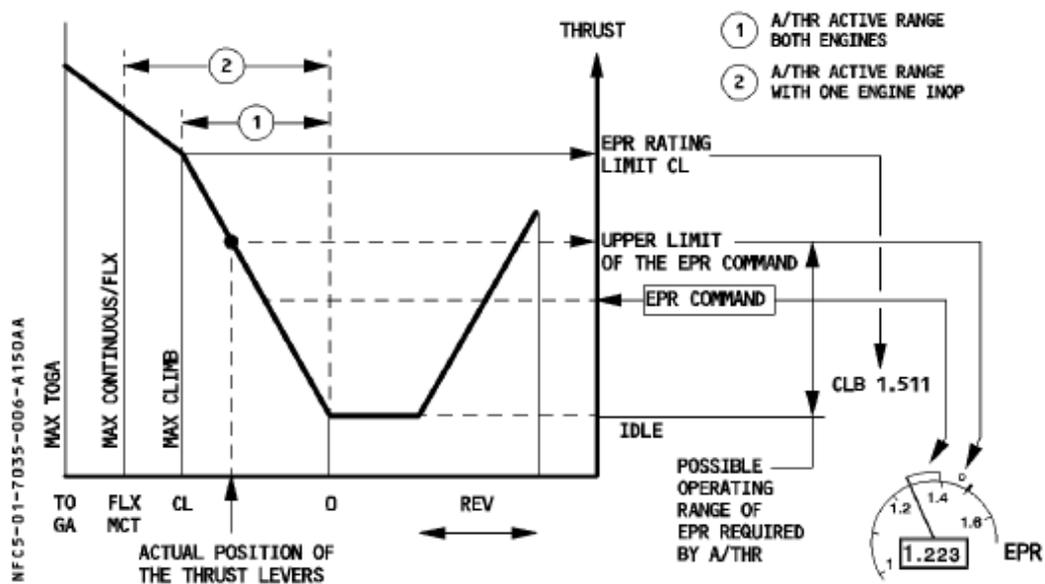
R *Note : Setting the thrust lever out of FLX/MCT detent without reaching TOGA or CL*  
R *detent has no effect.*

The pilot can always get MAX TO thrust by pushing the thrust lever all the way forward.

 <b>A319 A320 A321</b> TransAsia Airways FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>POWER PLANT</b>		1.70.35	P 6
	THRUST CONTROL SYSTEM		SEQ 150	REV 23

### AUTOMATIC MODE

In the autothrust mode (A/THR function active), the FMGC computes the thrust, which is limited to the value corresponding to the thrust lever position (unless the alpha-floor mode is activated).



### INDICATIONS ON FMA

The FADECs monitor the positions of the thrust levers, and trigger appropriate indications on the FMA.

- LVR ASYM : appears in amber (3rd line on the FMA) if, with A/THR active and both engines running, one thrust lever is set out of the CLB detent.
- LVR CLB : flashes white (3rd line on the FMA) if the thrust levers are not in CL position while the aircraft is above the altitude of thrust reduction with both engines running.
- LVR MCT : flashes white (3rd line on the FMA) if the thrust levers are not in MCT position after an engine failure (with speed above green dot).

### 1.18.5 A320 標準操作程序摘要

 復興航空 TransAsia Airways	<h2>A320/321 S.O.P</h2>	Chapter: 22 Rev: 08 Date: APR 20, 2004 Page: 22-5
---	-------------------------	--

● At touchdown:

- REV .....MAX

- Select MAX REV immediately after the main landing gear touches down.
- If the airport regulations restrict the use of reversers, select and maintain reverse idle until taxi speed is reached.
- A slight pitch-up, easily controlled by the crew, may appear when the thrust reversers are deployed before the nose landing gear touches down.
- Lower the nosewheel without undue delay if MED is selected.
- In case of engine failure, the use of the remaining reverser is recommended.
- Braking may be commenced before nosewheel is down, if required for performance reasons, but when comfort is the priority it should be delayed until the nose wheel has touched down.
- During roll out, sidestick inputs (either lateral or longitudinal) should be avoided.
- If directional control problems are encountered, reduce thrust to reverse idle until directional control is satisfactory.
- After reverse thrust is initiated, a full stop landing must be made.

- GROUND SPOILERS ..... CHECK

Check that the ECAM WHEEL page shows the ground spoilers fully deployed after touchdown. Announce "Ground spoilers" then "reverse green"

- DIRECTIONAL CONTROL ..... ENSURE

- Use rudder pedals for directional control.
- Do not use the nose wheel steering control handle before reaching taxi speed.

- BRAKES ..... AS RQRD

- Monitor the autobrake, if it is on. When required, brake with the pedals.
- Although the green hydraulic system supplies the braking system, if pedals are pressed quickly a brief brake pressure indication appears on the BRAKE PRESS indicator.

● At 80 knots:

- THRUST levers .....REV IDLE

70 knots is the minimum recommended speed with full reverse thrust.

**CAUTION**

Avoid using high levels of reverse thrust at low airspeed, because gases re-entering the compressor can cause engine stalls that may result in excessive EGT.

### 1.18.6 Quick Reference Hand Book 摘要

 <b>A319 A320 A321</b>	<b>NORMAL PROCEDURES</b>	REV 36	3.09
		SEQ 001	

LANDING	
PF	PNF
<b>At 20 feet :</b>	
FLARE . . . . . PERFORM	ATTITUDE . . . . . MONITOR
THRUST LEVERS . . . . . IDLE	
<b>At touchdown :</b>	
REV . . . . . MAX	ANNOUNCE . . . . . "GRND SPLRS"
BRAKES . . . . . AS RORD	ANNOUNCE . . . . . "REVERSE GREEN"
<b>At 70 knots :</b>	
REV . . . . . IDLE	ANNOUNCE . . . . . "70 KT"
<b>At taxi speed :</b>	
REV . . . . . STOW	
<b>Before 20 knots :</b>	
AUTOBRK . . . . . DISENGAGE	

GO AROUND (WITH FD ON)	
PF	PNF
THRUST LEVERS . . . . . TOGA	
ANNOUNCE . . . . . "GO AROUND-FLAPS"	
ROTATION . . . . . PERFORM	FLAPS . . . . . RETRACT ONE STEP
ANNOUNCE . . . . . FMA	ANNOUNCE . . . . . "POSITIVE CLIMB"
ORDER . . . . . "GEAR UP"	L/G . . . . . UP
	ANNOUNCE . . . . . "GEAR UP-FLAPS"
	NAV or HDG . . . . . SELECT
<b>At GA thrust red. altitude :</b>	
THRUST LEVERS . . . . . CL	
<b>At GA accel altitude :</b>	
SPEED . . . . . MONITOR	FLAPS . . . . . RETRACT ON SCHEDULE

GO AROUND (WITH FD OFF)	
PF	PNF
THRUST LEVERS . . . . . TOGA	
ANNOUNCE . . . . . "GO AROUND-FLAPS"	
ROTATION . . . . . 15° OF PITCH	FLAPS . . . . . RETRACT ONE STEP
	ANNOUNCE . . . . . "POSITIVE CLIMB"
ORDER . . . . . "GEAR UP"	L/G . . . . . UP
	ANNOUNCE . . . . . "GEAR UP-FLAPS"
<b>At GA thrust red. altitude :</b>	
THRUST LEVERS . . . . . KEEP TOGA	
<b>At GA accel altitude :</b>	
SPEED . . . . . SELECT	
PITCH . . . . . + 10°/12°	
THRUST LEVERS . . . . . CL	
A/THR (if GA alt < 100 feet) . . . . . ENGAGE	FDs . . . . . ON
	NAV or HDG . . . . . SELECT
	OPEN CLIMB . . . . . ENGAGE
	FLAPS . . . . . RETRACT ON SCHEDULE
ANNOUNCE . . . . . FMA	

### 1.18.7 A320 最低裝備需求表 (Minimum Equipment List) 摘要

 <b>復興航空</b> TransAsia Airways	<b>A320 FAMILY</b> <b>MEL / CDL</b>	PAGE: 1-78-1
		SEQ: 001

#### 78 EXHAUST

1. SYSTEM & SEQUENCE NUMBER  ITEM	2. RECTIFICATION INTERVAL			5. REMARKS OR EXCEPTIONS
	3. NUMBER INSTALLED	4. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH		
<b>78-30 THRUST REVERSER</b> 30-01 Thrust Reverser	C	2	0	* (m) (o) One or both may be inoperative provided: 1) The inoperative reverser is deactivated and secured in the stowed position, and no operation or procedure is predicated on thrust reversers use, and 2) No REV PRESSURIZED warning is displayed on ECAM.
<b>OPERATING PROCEDURES</b>				
<b>AT LANDING:</b> <b>Note:</b> It is recommended not to select reverse thrust on the affected engine.				
30-02 Reverser Inhibition Relay Switch	C	4	0	One or more may be inoperative provided the associated reverser is deactivated. Refer to <b>78-30-01</b> .
30-03 Reverser Indication	C	2	0	One or both may be inoperative provided the associated reverser is deactivated. Refer to <b>78-30-01</b>
30-04 Thrust Reverser Shut Off Valve (Applicable to <b>B22310</b> , <b>B22311</b> , <b>B22606</b> and <b>B22607</b> only)	C	2	0	One or both may be inoperative in open position.

ALL

DATE: JANUARY 14, 2003

REV 08

## 第二章 分析

### 2.1 概述

兩位駕駛員持有符合我國民航法規要求之有效證照，事故前 72 小時內之工作及休息時間正常，無證據顯示在事故發生時，受到生理、心理、藥物或酒精之影響。該機載重與平衡在限制範圍內，適航指令已全部執行，維修紀錄無異常登錄，結構損害係受本次事故撞擊所致，無證據顯示本次事故與機械因素有關。

針對本次事故調查蒐獲證據，按天氣、飛航操作、落地距離、航空器有關係統及跑道安全區域等分析如後。

### 2.2 天氣

#### 2.2.1 風切警報之取消

依 FDR 紀錄資料，該機於松山機場進場至落地，未遭遇低空風切，松山機場低空風切警告系統於 1854 時至事故當時之偵測紀錄無低空風切。

依我國航空氣象規範第 7.6.2 節，松山機場風切警報資料來源為空中報告、低空風切警告系統之警示及氣象觀測員分析天氣資料後發布之警告，由管制員或終端資料廣播服務（廣播服務中之天氣資訊與飛行天氣報告相同）提供予離、到場航空器。

有關風切警報之取消，國際民航公約第 3 號附約第 7.6.6 節建議：

「當航空器報告顯示風切已不存在時，或經過了一段議定的時間，針對進場航空器及/或離場航空器所發布之風切警報應予以取消。取消風切警報的標準應由氣象、適當的航管主管機關及有關的操作者對於各機場分別協議制定。」

航空氣象規範第 7.6.6 節規定：

「當航空器報告顯示風切已不存在時，針對進場航空器及/或離場航空器所發布之風切警報應予以取消。」

除航空器報告風切已不存在，其它有關風切警報取消之時機，僅飛航管制程序第 3-1-8a 節有相關規定：

「當駕駛員報告遭遇低空風切，或是經低空風切預警系統／或天氣系統處理器偵測到低空風切存在時，管制員應向所有離、到場航空器提供此一警訊，直到終端資料廣播服務播報此警訊，且駕駛員也報告收到相關之終端資料廣播服務代碼為止。終端資料自動廣播服務應持續加報『低空風切諮詢進行中』之訊息，直到最後一次駕駛員報告或低空風切預警系統／天氣系統處理器顯示有風切警示的二十分鐘之後為止；」

惟航空氣象規範第 7.6.2 節規定：

風切存在之證據得由下列方式獲得：

- a) 地面風切遙測設備，例如，都普勒雷達。
- b) 地面風切偵測設備，例如，位於特定跑道或多條跑道及伴隨之進場與離場航道上一系列之地面風及或氣壓感應器監視系統。
- c) 依據第五章 5.6.1 節，在爬升或進場階段之航空器觀測。
- d) 其他氣象資訊，例如，由機場附近地區或鄰近區域高地上已存在之風桿或風塔上之相關感應器獲得。

由表 1.7-2「1220 至事故當時空中報告及低空風切警告系統之風切資訊」顯示：1220 時至事故當時，逾 20 分鐘無空中報告或低空風切警告系統警示之時段有 6 次，第 6 個時段自 1854 時迄事故時無風切報告或警示之時段逾 1 小時，惟飛行天氣報告 (METAR/SPECI) 及終端資料廣播服務中，均仍持續有 10 號跑道風切警報之資訊。

綜上所述：飛航服務有關單位未依飛航管制程序，於無風切警示之 20 分鐘後，取消風切警報。惟飛航管制程序與航空氣象規範之風切警報相關作業不同，未包括氣象觀測員對當地天氣之守視結果。

## 2.2.2 空中報告

航空氣象規範第 5.6.1 節規定及國際民航公約第 3 號附約第 5.6.1 節規定：

「當遇到上述<sup>23</sup>未列出之氣象情況，例如風切；經機長研判，可能影響飛行安全或顯著影響其他航空器之運作效率時，機長應儘速通知飛航服務單位。」

另依航空氣象規範第 5.6.3 節規定及國際民航公約第 3 號附約第 5.6.3 節建議：

「當報告或預報在爬升或著陸階段有風切，但正飛行至該地點之航空器並未遭遇到時，機長應儘速通知飛航服務單位，除非機長知道相關飛航服務單位已收到前一架行經之航空器通知。」

上述通報規定，能使飛航服務單位即時獲得最新之風切相關資訊，增進航空器起降之飛行安全或運作效率。依台北航空氣象台紀錄，1220 時至事故前，曾 2 次收到航空器進場時遭遇風切之報告，但皆無航空器未遭遇風切之報告記錄，顯示部分航空器駕駛員未按上述規定報告低空風切相關資訊。

## 2.3 飛航操作

### 2.3.1 飛航天氣情況及落地外型與相關系統設定

事故發生日 1928 時，松山機場終端資料自動廣播服務紀錄：「…10 號跑道；風向不定，風速 3 浬/時；能見度 4,500 公尺；小雨；疏雲 800 呎、裂雲 1,800 呎、密雲 3,500 呎；溫度 23° C，露點 22° C；高度表撥定值 1008 百帕；10 號跑道有風切…」。

該機落地總重約 5 萬 5 千公斤。

該機駕駛員進場設定襟翼「3」，進場空速「137 浬/時」，地面擾流板「ARM」，自動煞車「MED」，防滑煞車「ON」等，依上述資料查閱該型機飛航相關手冊顯示其各項設定符合標準操作程序。

### 2.3.2 著陸點

本報告中著陸點<sup>24</sup>時機係指該機主輪著陸後，任一主輪減震支柱壓縮之時間點。

<sup>23</sup>係指航空氣象規範第 5.5 節所述。

<sup>24</sup>如第 1.11 節所述，該機著陸點係依「Landing Gear RH/LH Compressed Shock Absorber（主輪減震支柱壓縮）」，並比對「Normal Acceleration（垂直加速度）」兩參數。

本報告中 CVR 及 FDR 記錄資料時間同步精度為±0.5 秒。1959:27.15 時，該機之主輪減震支柱壓縮參數<sup>25</sup>由「AIR」轉為「GROUND」（主輪著陸），此時該機通過 10 號跑道頭 1,750 呎<sup>26</sup>。

1959:27.8 時，1 號油門控制桿角度為 0 度，此時該機距 10 號跑道頭 1,890 呎。

1959:30.15 時，該機鼻輪減震支柱壓縮參數由「AIR」轉為「GROUND」，此時該機距 10 號跑道頭 2,480 呎，如圖 1.11-4。

故本報告中該機著陸點，係以通過 10 跑頭端 1,750 呎主輪著陸點為準，著陸點位置正常。

### 2.3.3 落地操作

將 CVR 記錄聲音資料<sup>27</sup>轉換為頻譜能量圖（Spectrogram）後，與 FDR 記錄比對結果如圖 2.3-1 所示。

---

<sup>25</sup> Landing Gear Nose/RH/LH Compressed Shock Absorber, Word Location:20, recording time offset: 0.15 sec。

<sup>26</sup> 1959:26.16 時起之 0.5 秒內，垂直加速度值由 1.1g 增為 1.38g，此時該機距 10 號跑道頭約 1,480 呎，主輪減震支柱壓縮參數為「AIR」，如 1.11.2 節及附錄 4；復興提出之數據為 1,450 呎。

<sup>27</sup> 該機著陸至 CVR 停止記錄間，駕駛艙內聲響及駕駛員對話情況，如附錄 5。

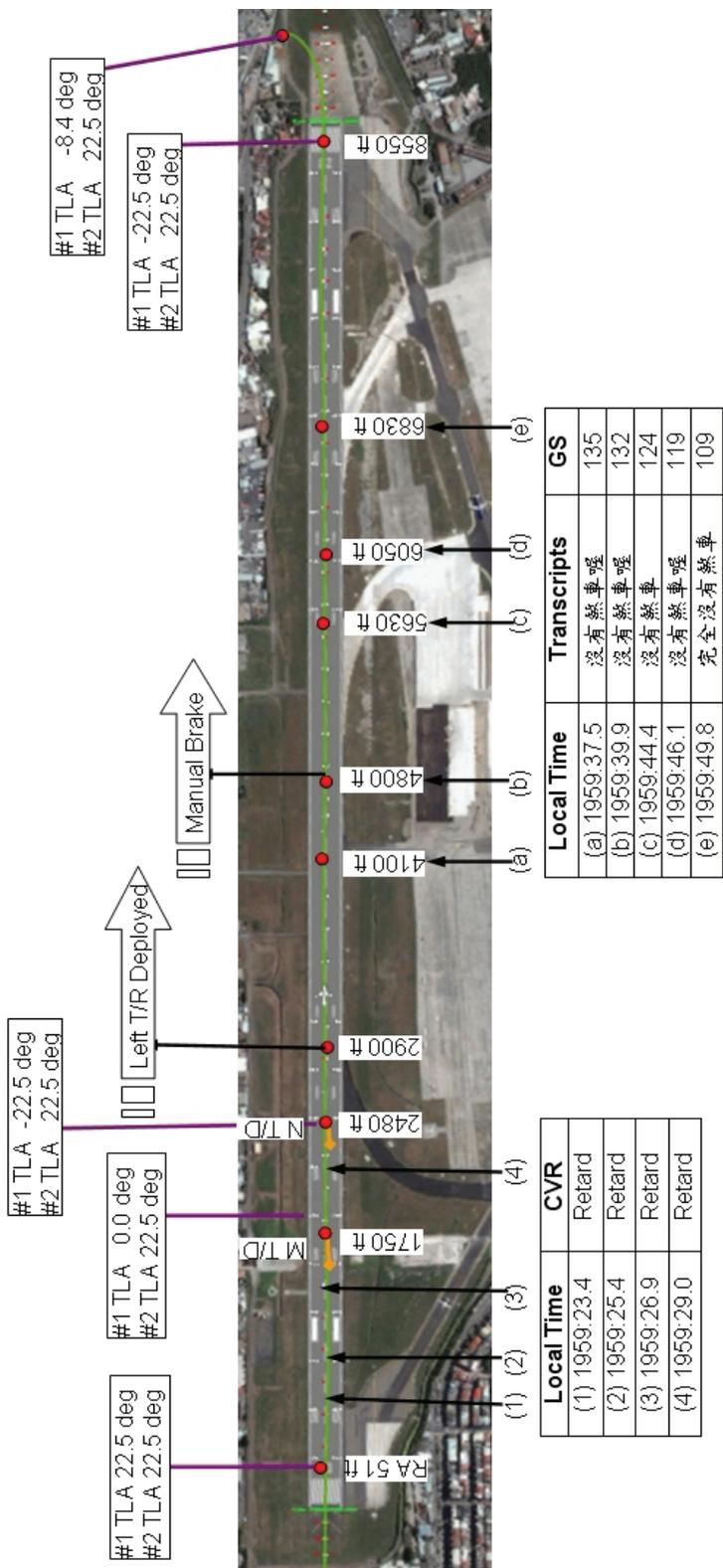


圖 2.3-1 落地階段 CVR 與 FDR 比對結果之相關位置圖

### 2.3.3.1 收油門

綜合 FDR 及 CVR 紀錄顯示：該機係實施松山機場 10 號跑道儀器降落系統進場，1958:12 時，獲得落地許可。無線電高度 282 呎時，自動駕駛解除，保持自動油門進場，此時兩油門控制桿位置皆在 22.5 度（介於慢車與最大連續推力/彈性起飛定位點之間）。無線電高度 20 呎至主輪著陸間，由飛航警告電腦經中央警告系統開始在駕駛艙內發出「RETARD」（收油門）聲 4 次。主輪著陸前約 1 秒，1 號油門控制桿位置開始由 22.5 度收至 19.7 度，主輪著陸後約 1 秒，收至 0 度位置，主輪著陸後約 3 秒（鼻輪著陸），1 號油門控制桿位置在 -22.5 度。本段所述時段中，2 號油門控制桿位置持續保持在 22.5 度。

依復興「A320/321 標準操作程序」第 22-4 節 Landing 之敘述如下：

●At about 30 feet :

- FLARE.....PERFORM
- ATTITUDE.....MONITOR
- THRUST levers.....IDLE

*In manual landing conditions, the call out “RETARD” is generated at 20 feet RA as a reminder. Commence a gentle progressive and allow the aircraft to touch down without prolonged float.*

依「A320 操作手冊」（A320 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL）第 3 冊第 4.27 節 SUPPLEMENTARY TECHNIQUES 中，對 LANDING MODE 之敘述如下：

*……He should pull the thrust levers back at 20 feet, and the landing should occur without a long flare. Touchdown quality is better and more repeatable at fairly flat attitudes. An audible “RETARD” callout reminds the pilot if he has not pulled back the thrust levers when the aircraft has reached 20 feet.*

駕駛員未依上述標準操作程序或補充技術，於無線電高度 20 呎以下，「RETARD」提示時，將 2 號油門控制桿收至「IDLE」位置。

該機駕駛員著陸時，僅收回 1 號油門控制桿，而未將 2 號油門控制桿收至慢車

位置，忽略應將 1 號及 2 號油門控制桿同時收至慢車位置。

### 2.3.3.2 地面擾流板及自動煞車致動

依 FDR 紀錄解析顯示，主輪著陸後 1 秒至 3 秒間，1 號油門控制桿位置依序在 0 度、-19.7 度及 -22.5 度。之後 1 秒，即 1159:32 時，2 號油門控制桿位置持續保持在 22.5 度，因兩油門控制桿位置對應之發動機壓力比值 (Engine Pressure Ratio, EPR) 不協調，導致自動油門方式 (Auto Thrust Function) 解除轉為人工油門操作模式。此時，2 號油門控制桿仍保持在爬升推力範圍之 22.5 度位置，故 2 號發動機推力輸出鎖定於落地前之 EPR 1.08。

依 A320 操作手冊第 1 冊第 27.10 節 FLIGHT CONTROLS 中，對 GROUND SPOILER CONTROL Full extension 之敘述如下：

#### **Full extension**

*The ground spoilers automatically extend during rejected takeoff, at a speed greater than 72 knots, or at landing with both main landing gears have touched down, when:*

- *Ground spoilers are armed and all thrust levers are at or near idle, or*
- *Reverse is selected on at least one engine (other thrust lever at or near idle), if ground spoilers were not armed.*

#### **FOR INFO**

*The landing gear touchdown condition is triggered for both main landing gear, either when their wheel speed is greater than 72 knots, or when their landing gear struts are compressed and the radio altitude is very low ( $RA < 6$  feet).*

*For ground spoiler logic, idle signifies:*

*Thrust lever position  $< 4^\circ$  or  $< 15^\circ$  when below 10 ft*

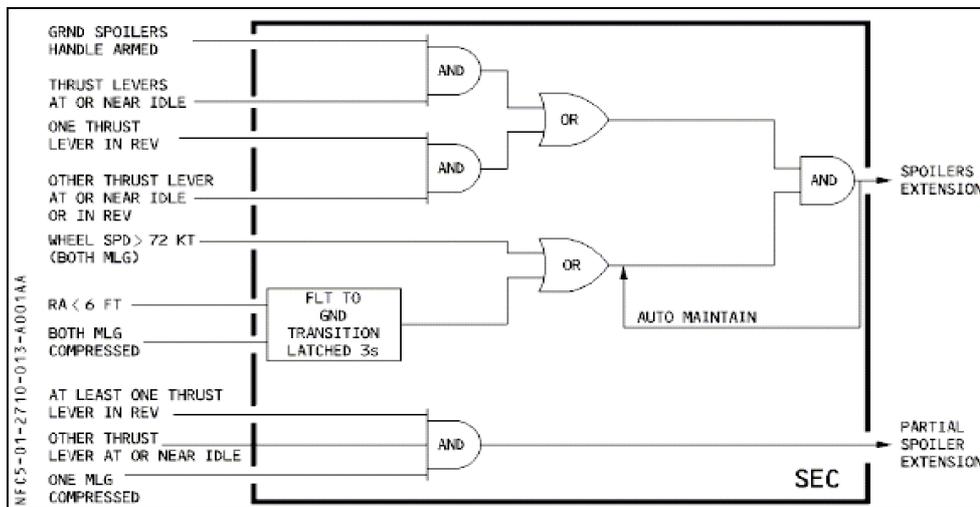


圖 2.3-2 擾流板伸展邏輯圖

依圖 2.3-2 地面擾流板完全伸展之邏輯：地面擾流板完全伸展必須符合下述條件：(1) 地面擾流板手柄在備動位置及油門控制桿在/或接近慢車位置，或一個油門控制桿在反推力位置及另一油門控制桿在/或接近慢車或反推力位置；(2) 兩主起落架輪速大於 72 哩/時，或無線電高度低於 6 呎及兩主起落架由未壓縮至壓縮。

該機自動油門解除時，2 號油門控制桿在 22.5 度並保持於該位置，故地面擾流板雖已備動，但未致動。

自動煞車致動須於 BSCU 接收到地面擾流板伸出之訊號後，再依自動煞車控制面板設定之減速模式作動自動煞車。該機因地面擾流板未致動，故自動煞車亦未致動。

### 2.3.3.3 檢查及呼叫

依復興「A320/321 標準操作程序」第 22-4 節 Landing，At touchdown 時，「GROUND SPOILERS」之 CHECK 敘述：

*Check that the ECAM WHEEL page shows the ground spoilers fully deployed after touchdown. Announce “Ground spoilers” then “reverse green”*

正常著陸地面擾流板致動後，ECAM WHEEL PAGE 之顯示如圖 2.3-3 中箭頭所指，其符號顯示為綠色；若地面擾流板未致動，則顯示如圖 2.3-4，其符號「-」顯示為綠色。

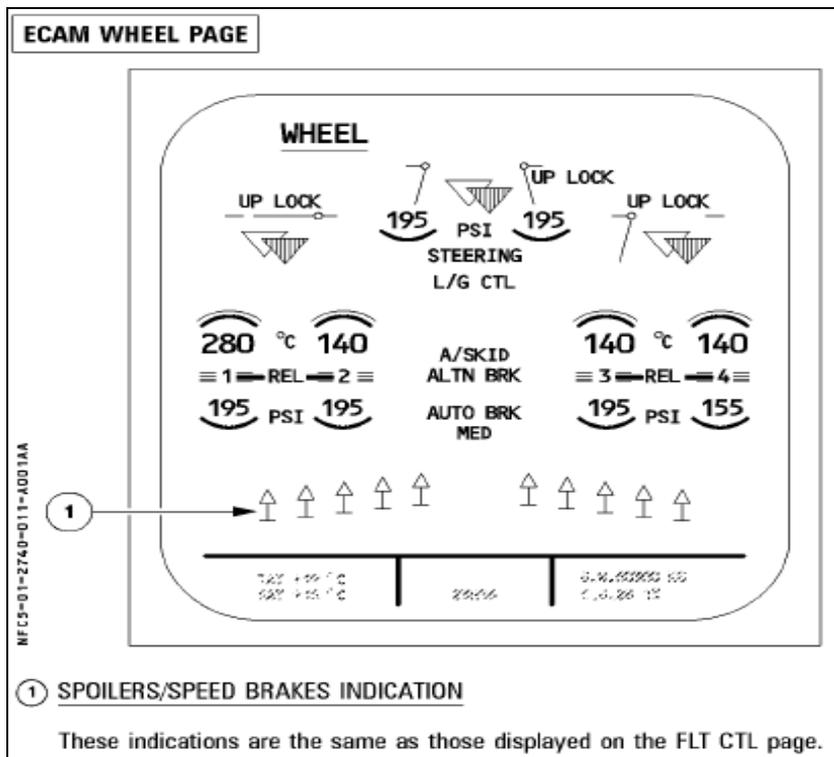


圖 2.3-3 地面擾流板伸出 ECAM 之顯示

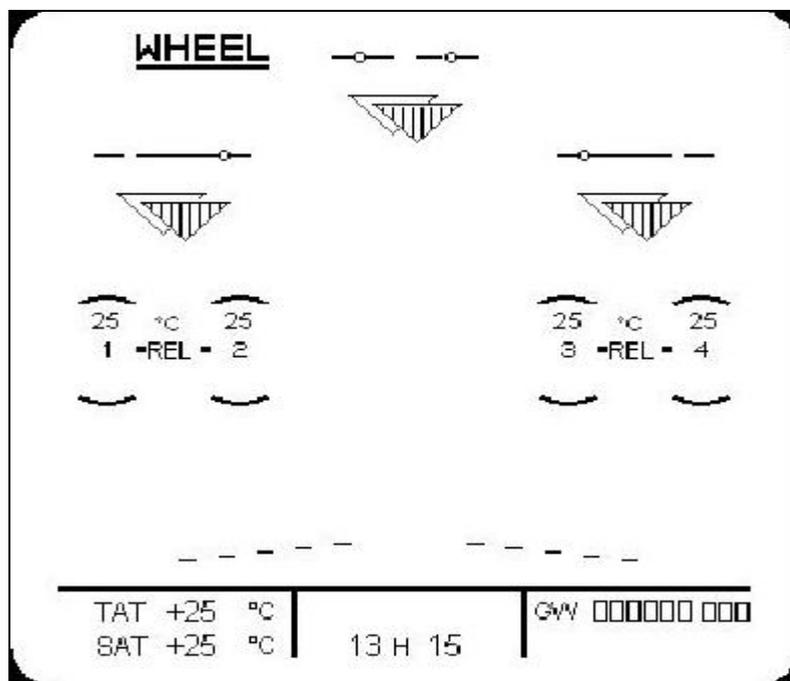


圖 2.3-4 地面擾流板未伸出 ECAM 之顯示

1959:27 時，該機左/右主輪同時著陸，1959:29 時，CM-1 呼叫「spoiler one reverse green and」。依 2.3.3.2 節分析，地面擾流板未致動伸出，故 ECAM 之顯示應為「-」符號，如圖 2.3-4。CM-1 之該型機飛航時間已逾 8,700 小時，對落地時之呼叫已甚為熟悉，雖 ECAM 顯示地面擾流板未致動，仍習慣性叫出「spoiler」，顯示監控駕駛員於著陸時，未按標準操作程序先檢查 ECAM 之顯示後再呼叫。另因下雨、順風，及當時該機僅單邊反推力器可致動，作用中易產生偏側情況，將注意力轉向該機之滾行方向及減速情況，忽略了地面擾流板未致動之狀況。

機長於飛航期間負航空器之作業及安全全責，其職責包括確保程序檢查表之每一細節皆予履行<sup>28</sup>。本航班由機長擔任監控駕駛員，除須掌握飛航期間之全般作業及安全狀況外，仍須執行監控駕駛員之作業，實際飛航中難免遭遇不易同時兼顧之情況，惟仍應考量處置之優先順序。就分工合作而言，於該機著陸時，監控駕駛員應依其職責按程序確實檢查 ECAM 中地面擾流板之顯示。

#### 2.3.3.4 減速停機

該機於 10 號跑道進場後，距跑道端位置、減速相關事項及時間，分述如下：

- 1959:27 時，1,750 呎，主輪著陸；
- 1959:29 時，約 2,200 呎，CM-1：「spoiler one reverse green and」（有關檢查及呼叫之分析如 2.3.3.3 節）；
- 1959:30 時，約 2,480 呎，鼻輪著陸；
- 1959:32 時，約 2,900 呎，1 號反推力器展開；
- 1959:37.5 時，約 4,100 呎，CM-1：「沒有煞車喔」；
- 1959:39.9 時，約 4,550 呎，CM-1：「沒有煞車喔」；
- 1959:40 時，約 4,800 呎，開始使用人工煞車；
- 1959:44.4 時，約 5,630 呎，CM-1：「沒有煞車」；
- 1959:46.1 時，約 6,050 呎，CM-1：「沒有煞車喔」；
- 1959:49.8 時，約 6,830 呎，CM-1：「完全沒有煞車」。

<sup>28</sup> 航空器飛航作業管理規則第 2 條第 10 項及第 140 條第 2 項。

鼻輪著陸後約 2 秒，1 號反推力器展開。展開後約 5 秒時，CM-1 發現減速慢而首度呼叫「沒有煞車喔」。

依復興「A320 最低裝備需求表」第 1-27 節 FLIGHT CONTROLS, LANDING PERFORMANCE 中，敘述該型機 (A320-232 B22310) 若地面擾流板未伸展，則落地距離將增加 15%。

綜上所述，駕駛員於進場高度 20 呎時，僅收回 1 號油門控制桿，而忽略「RETARD」提示聲，未將 2 號油門控制桿收至慢車。著陸後因地面擾流板及自動煞車未自動致動而降低減速效能，同時因 2 號發動機保持在 EPR 1.08 之推力輸出及跑道上降雨濕滑等因素，著陸 13 秒後雖已使用最大量之人工煞車<sup>29</sup>，仍未能在剩餘跑道上完成減速，而滑出跑道。

## 2.4 落地距離

依事故時台北飛航情報區飛航指南 (AIP) 之有效版本內容：松山機場 10 號跑道可用落地距離為<sup>30</sup>8,550 呎。

依該機 FDR 記錄資料、落地重量及落地外型<sup>31</sup>等，於各不同減速條件下之落地距離<sup>32</sup>分析，如附錄 4 與附錄 6。

依 FDR 資料，於無自動煞車，主輪著陸後 13 秒開始使用人工煞車，擾流板未展開，使用 1 號發動機最大反推力，2 號發動機推力為 EPR1.08<sup>33</sup>等條件分析，於不同跑道濕滑條件下，該機所需之地面滾行距離<sup>34</sup>，結果<sup>35</sup>如表 2.4-1。

<sup>29</sup> 著陸起之 13 秒內，未使用人工煞車。

<sup>30</sup> 可用落地距離 (Landing Distance Available, LDA)：係指經民航局公告，適合航空器落地滾行之可使用跑道長度

<sup>31</sup> 重量 55,140 公斤，襟翼 3，高度 50 呎時之空速 136 浬/時，主輪著陸時之地速 146 浬/時，跑道標高 28 呎，縱坡度-0.21%，大氣溫度 25°C，靜風。

<sup>32</sup> 落地距離 (Landing Distance, LD)：係指自航空器距地面 50 呎高度時之位置，至航空器於跑道上滾行停止時，兩點間之水平距離。

<sup>33</sup> 慢車之推力輸出為 EPR 1.00。此推力係依 FDR 記錄資料，油門控制桿在 22.5 度時之推力輸出。

<sup>34</sup> 地面滾行距離 (Ground Rolling Distance)：係指航空器主輪著陸至滾行停止時，兩點間之水平距離。

<sup>35</sup> 依 FDR 記錄資料，使用航空器製造商之飛航性能分析程式分析。

表 2.4-1 不同道面條件落地距離比較表

條件	道面	著陸點 (呎)	煞車	地面擾流板	一號發動機	二號發動機 (EPR)	地面滾行 距離 (呎)	可用滾行 距離 (呎)	通過 28 號跑 道端地速 (哩/時)
1	乾	1,750	自動煞車	展開	最大 反推力	1.00	3,770	6,800	可停止
2	溼滑	1,750	自動煞車	展開	最大 反推力	1.00	3,770	6,800	可停止
3	溼滑	1,750	人工煞車 著 陸+15 秒	未展開	最大 反推力	1.08	7,810	6,800	67 <sup>36</sup>
4	積水 深度 1/4"	1,750	人工煞車 著陸+ 15 秒	未展開	最大 反推力	1.08	9,270	6,800	81
5	積水 深度 1/2"	1,750	人工煞車 著陸+ 15 秒	未展開	最大反 推力	1.08	9,270	6,800	53

綜上所述：該機於乾或/及溼跑道條件下，若 2 號油門控制桿置於慢車位置，無論地面擾流板是否展開，使用中度自動煞車，10 號跑道之可用落地距離均足供該機在道面上減速至完全停止。惟該機於跑道溼滑條件下，2 號油門控制桿保持在 EPR1.08 之推力輸出位置，地面擾流板未展開，自動煞車未致動，著陸 13 秒後方使用人工煞車之條件下，則 10 號跑道之可用落地距離不足以使該機在道面上減速至完全停止。

## 2.5 航空器有關係統

### 2.5.1 地面擾流板自動展開功能

依 1.16.1 節地面擾流板自動展開功能測試，除油門控制桿角度外之其它條件皆符合情況時，任一油門控制桿角度在 22.5 度，另一油門控制桿位置在慢車定位點或反推力範圍，所有地面擾流板均不伸展。若兩油門控制桿角度收至 15 度以下，所有地面擾流板均伸展。上述測試顯示；該機之地面擾流板自動升起功能正常。

<sup>36</sup>與 FDR 紀錄之數據相符。

依 FDR 紀錄顯示：該機落地後至完全停止，地面擾流板均未展開。1.6.2 節敘述：地面擾流板展開條件之一為「兩油門控制桿角度皆須小於 20 度」。1959:26 時（主輪著陸前 1 秒），2 號油門控制桿角度位置為 22.5 度，至 2000:37 時該機完全停止，該油門控制桿角度方由 22.5 度收至-3 度。地面擾流板未自動展開，係因 2 號油門控制桿角度超過 20 度所致。

### 2.5.2 煞車

表 1.11-2「煞車踏板及主輪煞車壓力比較表」顯示：1959:40 時起，左右煞車踏板角度增加，煞車壓力明顯上升，同時該機有相對之減速度。1.16.2 節之檢查結果顯示：煞車系統之煞車壓力及輪胎狀況均無異常現象。該機落地前自動煞車減速模式置於「MED」位置，顯示駕駛員預期落地後自動煞車系統將致動。1.6.2 節說明：自動煞車啟動須在地面擾流板展開後方致動。惟本次事故中，地面擾流板未展開，致自動煞車未致動。

上述分析可知，該機落地後，因 2 號油門控制桿角度位置保持在大於 20 度，致地面擾流板未自動展開，因而自動煞車系統亦未致動。

### 2.5.3 反推力器

1 號反推力器依 FDR 記錄及事故後測試結果（如 1.16.2.2 節），其作用正常。飛行前 2 號反推力器因故障已解除其功能，並轉入延遲改正缺點紀錄簿內等程序，符合最低裝備需求手冊要求。

### 2.5.4 油門位置警告裝置

如上所述，因 2 號油門控制桿未在慢車位置，致地面擾流板與自動煞車未能及時致動以提供減速作用。飛航警告電腦（Flight Warning Computer, FWC）雖於落地前於無線電高度 20 呎時，4 度發出「RETARD」之警示聲響，惟駕駛員未將 2 號油門控制桿移至慢車位置。

正常情況使用自動油門時，無論採自動落地或人工落地方式，於無線電高度 10 呎或 20 呎時，若任一油門控制桿未在慢車位置，飛航警告電腦將發出「RETARD」警示聲響，俟兩油門控制桿皆移至慢車位置後，警示聲響將自動停止。該機 1959:23 時（無線電高度 23 呎）起，飛航警告電腦 4 度發出「RETARD」之警示聲響後停

止。依該機製造廠商提供之文件說明，該機「RETARD」聲響停止係因 1 號油門控制桿在反推力位置，飛航警告電腦內部測得「TLA inhibition」訊號後，致「RETARD」警示聲響停止。

該機落地時飛航警告電腦 4 度發出「RETARD」警告聲，惟於落地 2 秒後即停止，此時 2 號油門控制桿尚未移至慢車或反推力器位置。顯示油門控制桿雖未在確定落地後之適當位置，但「RETARD」警示聲已停止，未繼續發出警示或其它方式提示駕駛員收回油門控制桿，以減低人為疏失造成飛航事故之機率。

## 2.6 跑道安全區域

為降低航空器著陸過早或滑出跑道時遭受損害之危險因素，提昇航空器於起飛或降落過程中之安全，「民用機場設計暨運作規範」要求應設置跑道安全區域包含：1.跑道地帶；2.跑道地帶平整區；3.跑道端安全區，如圖 2.6-1 所示。跑道安全區域內，除必要之助航設施外，均不得裝置固定設施（第 8.7.1 節），助航設施亦須為易斷材質（第 8.7.2、8.7.3 節及 8.7.4 節），其中跑道地帶平整區另應提供一平整、無障礙地帶（第 3.3.8 節、第 3.4.7 節）。上述規範之目的，均在防範若航空器滑出或偏出跑道時，降低人員傷亡、航空器損害之程度。

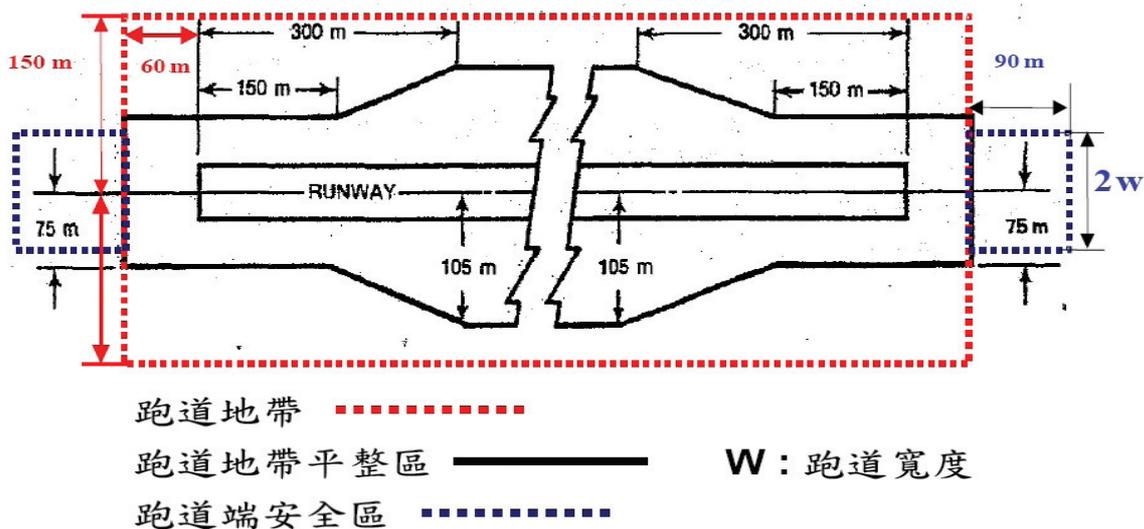


圖 2.6-1 跑道參考長度分類 4 之精確進場跑道之跑道安全區域

依據「民用機場設計暨運作規範」第 3.3.2、3.3.3、3.3.8、3.4.1、3.4.2 及 3.4.4 等節規定，松山機場 10/28 跑道之跑道地帶範圍應為長 2,945 公尺<sup>37</sup>，寬 300 公尺<sup>38</sup> 之矩形。另跑道端安全區長度應自跑道地帶兩端外延伸 90 公尺，寬度則為 120 公尺<sup>39</sup>，如圖 2.6-2 所示。惟松山機場 28 號跑道端邊線北側約 15 公尺處，設有機場圍牆之固定物體，若航空器滑出跑道，有可能造成撞擊圍牆及圍牆外民房之狀況；另該跑道及其緩衝區之中心線北側約 43 公尺至 69 公尺間設有東西向，呈不規則延伸之未加蓋排水溝渠，不符合跑道地帶平整區內應平整之規定。

綜上所述，松山機場之跑道安全區域尚有部份未符合「民用機場設計暨運作規範」要求。

參考美國聯邦航空總署 AC150/5220-22 「工程材料阻擋系統 (Engineered Material<sup>40</sup> Arresting System)」，部分受限於都市發展及天然障礙物等暫時未符合跑道安全區域範圍之跑道，設置該系統應能有限度降低航空器滑出跑道後之重大損害及人員傷害。

---

<sup>37</sup> AIP 通告之跑道長度 2,605 公尺、10/28 跑道兩端緩衝區 60/160 公尺、及兩端緩衝區末端各 60 公尺之跑道地帶延伸長度之總和。

<sup>38</sup> 跑道中心線及其延長線橫向延伸各 150 公尺。

<sup>39</sup> 跑道中心線及其延長線橫向延伸各 60 公尺。

<sup>40</sup> Engineered Material means high energy absorbing materials of selected strength, which will reliably and predictably crush under the weight of an aircraft.

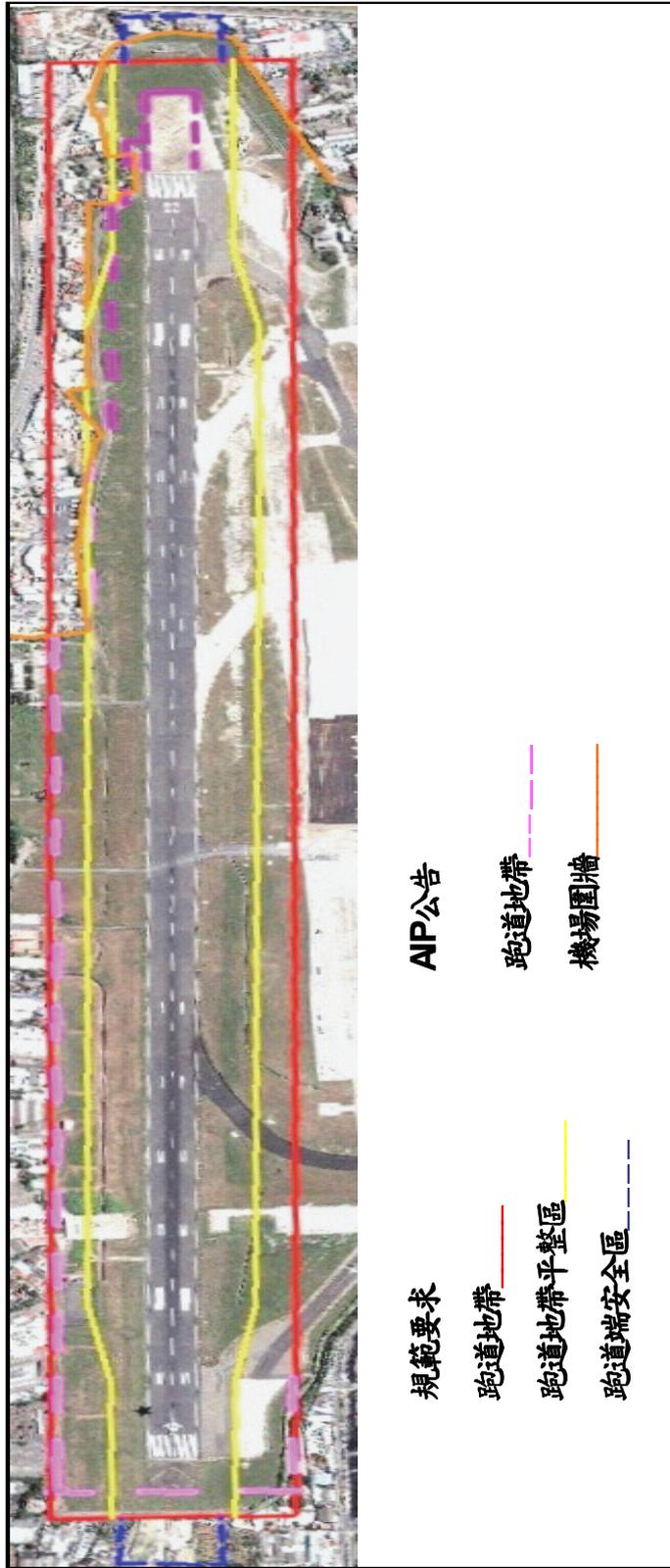


圖 2.6-2 松山機場跑道安全區域規範要求與飛航情報指南宣告之比較圖

## 第三章 結論

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

### 與可能肇因有關之調查發現

此類調查發現係屬已經顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素。其中包括：不安全作為、不安全狀況或造成本次事故之安全缺失等。

### 與風險有關之調查發現

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

### 其它發現

此類調查發現係屬具有促進飛航安全、解決爭議或澄清疑慮之作用者。其中部分調查發現為大眾所關切，且見於國際調查報告之標準格式中，以作為資料分享、安全警示、教育及改善飛航安全之用。

### 3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 航機於無線電高度 20 呎以下或/及收油門警示聲響 (RETARD) 提示時，操控駕駛員未將 2 號油門控制桿收至慢車 (IDLE) 位置，致落地後地面擾流板雖已備動但未致動，因而自動煞車亦未致動，另因 2 號油門控制桿位置仍在 22.5 度，當自動油門轉為人工操作模式後，2 號發動機之推力輸出亦轉為大於慢車推力 (EPR 1.08)。駕駛員於著陸 13 秒後使用人工煞車，仍未能在剩餘跑道上完成減速。(1.11.2、2.3.2、2.3.3、2.4)
2. 監控駕駛員於著陸時，習慣性叫出「spoiler」，未依標準操作程序先檢查 ECAM 之顯示後再呼叫，致未發現地面擾流板未致動之狀況 (2.3.3)

### 3.2 與風險有關之調查發現

1. 著陸後，2 號油門控制桿未收至慢車位置，「RETARD」警告聲響已中斷，亦無其它方式提示駕駛員收回油門控制桿。(2.5.4)
2. 松山機場宣告之跑道安全區域範圍限縮、區域內具非助導航設施之固定物體及設置明渠等部分，不符「民用機場設計暨運作規範」之要求。(2.6)

### 3.3 其它發現

1. 兩位駕駛員持有符合我國民航法規要求之有效證照，事故前 72 小時內之工作及休息時間正常，無證據顯示在事故發生時，受到生理、心理、藥物或酒精之影響。(1.5、2.1)
2. 該機載重與平衡在限制範圍內，適航指令已全部執行，維修紀錄無異常登錄，結構之損害係於滑出跑道後與地物撞擊所致，無證據顯示機械因素與本次事故肇因有關。(1.6、1.12、2.1)
3. 「飛航管制程序」與「航空氣象規範」對風切警報之發布與取消規定不一。(2.2.1)
4. 1220 時至事故前在松山機場離、到場之駕駛員，均收到風切警示，惟於未遭遇風切時，未依航空氣象規範通知飛航服務單位。(2.2.2)
5. 該機之落地外型、速度及相關系統等設定，符合該型機飛航相關手冊要求。(2.3.1)

## 第四章 飛安改善建議

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

### 4.1 改善建議

#### 4.1.1 事故調查期中飛安通告

編號：ASC - IFSB - 04 - 10 - 001

通報日期：中華民國 93 年 10 月 20 日

1. 加強駕駛員對航空器在濕滑跑道落地操控技術、減速系統及組員合作等之訓練及考驗，以及駕駛員對航空器性能資料查閱及運用之熟悉度。
2. 對航空器減速系統之維修及品保作業進行特別檢視。
3. 重新檢視跑道摩擦係數及胎屑清除作業程序，並對跑道摩擦係數進行特別檢查。

#### 4.1.2 飛安改善建議

##### 致復興航空運輸股份有限公司

1. 對 A320/A321 機隊駕駛員加強該型機有關「油門控制桿及地面擾流板之設計與操控邏輯」之教育訓練。(ASC-ASR-06-03-001)
2. 要求駕駛員著陸時，應確按落地階段標準操作程序及飛航相關手冊規定執行檢查及呼叫程序。(ASC-ASR-06-03-002)

##### 致交通部民用航空局

1. 重新檢視發布及取消風切警報有關之作業規定及程序。(ASC-ASR-06-03-003)

2. 重新檢視對航空業者通報低空風切有關資訊之規定及程序，並要求確實執行。  
(ASC-ASR-06-03-004)
3. 持續按「民用機場設計暨運作規範」改善有關跑道地帶、跑道地帶平整區及跑道端安全區使符合要求。(ASC-ASR-06-03-005)

#### **致空中巴士飛機製造公司**

1. 重新檢視「RETARD」警告聲響設計之停止模式或其它警告方式，於確定落地後油門控制桿未收至慢車位置時，仍應持續警示駕駛員。  
(ASC-ASR-06-03-006)

## **4.2 已完成或進行之改善措施**

#### **復興航空運輸股份有限公司回覆**

1. 回應: 對 A320/A321 機隊駕駛員加強該型機有關「油門控制桿及地面擾流板之設計與操控邏輯」之教育訓練。

本公司已加強 A320 機隊「油門控制桿及地面擾流板之設計與操控邏輯」之教育訓練，編製相關訓練課程，要求 A320 機隊所有駕駛員於 94 年 12 月 31 日前研讀完畢，後續將納入年度複訓口試範圍。

2. 回應: 要求駕駛員著陸時，應確按落地階段標準操作程序及飛航相關手冊規定執行檢查及呼叫程序。

本公司已要求駕駛員於著陸時按標準操作程序及相關手冊規定執行檢查及呼叫：

- (1) 93 年 10 月 28 日航務處發佈航務通告 (Ref no. FOD cir 0436)，提醒駕駛員進場提示中應包含跑道長度、緊急狀況處置，並要求監控駕駛員檢查落地時操控駕駛員確實收油門及解除自動油門。
- (2) 93 年 12 月 20 日航務處修訂 A320/321 機隊標準操作程序 (SOP REV 09 Revision)，要求駕駛員落地時確實檢查並呼叫。

### **交通部民用航空局回覆**

1. 回應: 重新檢視發布及取消風切警報有關之作業規定及程序。

本局正進行航空氣象規範編修作業，將配合前述規範之編修，重新檢視、研析相關法規及作業程序。

2. 回應: 重新檢視對航空業者通報低空風切有關資訊之規定及程序，並要求確實執行。

本局已要求各航空公司將相關規範納入航務手冊內，並嚴格要求落實執行。

3. 回應: 持續按「民用機場設計暨運作規範」改善有關跑道地帶、跑道地帶平整區及跑道端安全區使符合要求。

本局針對松山機場進行相關改善工程如下：

- (1) 進行中：松山機場 28 跑道端安全區部分，本局配合台北市政府辦理拓寬撫遠街工程，已於 93 年度分別以協議價購得及徵收方式取得土地，94 年度辦理地上物取得作業，經查除違建物部分刻由台北市政府工務局建管處辦理發價作業外，本局已完成地上物取得作業，95 年度則由本局台北站辦理工程整地及圍牆施作作業。
- (2) 計畫中：a. 本局台北站預定 96 年編列預算辦理跑道地帶平整區排水系統改善；b. 自 96 年度自 101 年度分 6 年分期分區辦理取得松山機場北側跑道地帶上之土地，經費合計約需 28.86 億元，俟奉交通部核定後即據以編列預算辦理；c. 10 跑道端跑道地帶及安全區部分，現為農地，須俟台北市政府完成都市計畫變更後（市政府正進行擬定都市計畫變更中），再分年編列預算辦理用地徵收。

### **空中巴士飛機製造公司回覆**

1. 回應: 重新檢視「RETARD」警告聲響設計之停止模式或其它警告方式，於確定落地後油門控制桿未收至慢車位置時，仍應持續警示駕駛員。

本公司已經發展一個特定的警告，當一油門控制桿在反推力位置且另一油門控制桿大於慢車推力時，會產生一個 ECAM 警告「ENG x THR LEVER ABV IDLE」、

一個連續重複的警告聲 (Continuous Repetitive Chime, CRC) 及亮起紅色主警告燈。此新的警告會在飛航警告電腦的標準「H2F3」上顯現。

有關的服務通告(Service Bulletin, SB)將在近期內發出。

## 附錄一 GE 536 座艙語音紀錄器抄件

### 代號說明:

CM1：正駕駛員之無線電通話

CM2：副駕駛員之無線電通話

CAM：座艙語音麥克風

CAM1：正駕駛自 CAM 之發話

CAM2：副駕駛自 CAM 之發話

PA：飛航組員自 PA 之發話

KHH：高雄近場台

TCH：台中近場台

ACC：台北區管中心

APP：台北松山近場台

TWR：松山塔台

---：無法辨識之來源

...：無法辨識之通話

\*：與操作無關之對話

( )：非通話之特殊聲響說明

~：通訊間斷

CAL616、CAL678、CAL688、CPA401、EVA228、FEA082、FEA137、MDA280、MDA732、MDA747、TNA242、TNA374、TNA535、UNI615、UNI829、UNI830、UNI831、UNI93  
等為其它班機代號

FDR 時間	來源	內容
1931:32	PA	各位貴賓現在扣緊安全帶的警示燈已經熄滅了 但是爲了要預防突然間不穩定的氣流 所以請您在座位上將安全帶扣好 在機艙內請不要使用行動電話及相關電子用品 謝謝您的合作 (同時以國語及台語複述) ladies and gentlemen please fasten your seat belt whenever seated according to last CAA regulation may we remind you cell phone radio transmitter remote control for any other electronic devices must not be used please kindly switch it off thank you for your cooperation 各位貴賓在本段的航程中我們將提供您選擇的飲料有熱咖啡熱烏龍茶柳橙汁以及熱的蜂蜜菊花茶希望您對我們的服務感到滿意謝謝
1931:34	KHH	(KHH 與 UNI829 間對話)
1931:37	UNI829	(KHH 與 UNI829 間對話)
1931:40	KHH	transasia five tree six climb and maintain flight level one niner zero
1931:43	CM1	climb and maintain flight level one niner zero transasia five tree six
1931:47	KHH	(KHH 與 AR55 間對話)
1932:02	CAM	(不明聲響)
1932:13	CAM2	它在我們後面一點
1933:12	CAM2	*
1933:15	KHH	(KHH 與 UNI829 間對話)
1933:17	CAM1	*
1933:19	CAM2	*
1933:21	UNI829	(KHH 與 UNI829 間對話)
1933:24	KHH	(KHH 與 UNI829 間對話)
1933:31	UNI829	(KHH 與 UNI829 間對話)
1933:33	CAM1	*
1933:34	CAM2	*
1933:36	CAM1	*
1933:38	KHH	transasia five tree six contact taichung approach one two niner point six
1933:42	CM1	嗯 taichung approach one two niner point six good day ma'am transasia five tree six
1933:48	KHH	(KHH 與 MDA280 間對話)
1933:49	CAM1	*
1933:54	CAM2	*
1933:59	CAM1	*

FDR 時間	來源	內容
1934:09	CM1	taichung approach good evening transasia five tree six climbing to flight level one niner zero
1934:14	TCH	transasia five tree six taichung approach roger
1934:18	CAM1	*
1934:22	CAM2	*
1934:23	CAM1	*
1934:25	UNI615	(TCH 與 UNI615 間對話)
1934:30	TCH	(TCH 與 UNI615 間對話)
1934:33	UNI615	(TCH 與 UNI615 間對話)
1934:42	CAM2	*
1934:59	CAM1	*
1935:04	TCH	(TCH 與它機間對話)
1935:25	CAM2	*
1935:29	CAM1	*
1935:30	TCH	(TCH 與 UNI615 間對話)
1935:33	UNI615	(TCH 與 UNI615 間對話)
1935:46	CAM1	*
1936:33	TCH	(TCH 與 UNI9631 間對話)
1936:50	CAM1	*
1936:56	CAM2	*
1936:58	CAM1	*
1937:18	CAM1	你先用那個天氣吧 我這個還收不到 喔 來了 那我來收
1937:21	CAM2	...
1937:21	ATIS	three thousand five hundred feet temperature two three QNH one zero zero eight hacto pascal low level wind shear advisory in effect moderate to sever ~mation zulu sungshan airport information zulu one one two eight zulu expect ILS approach runway one zero in use wind variable at three ~five hundred meter light rain cloud scatter ~ one thousand eight hundred feet overcast three thousand ~ temperature two three dew point two two QNH one zero zero eight hacto pascal wind shear on runway one zero low level wind shear advisory in effect moderate to severe inform taipei approach or sungshan tower~
1937:26	CAM	(機械聲)
1937:27	CAM1	you have radio please
1937:27	TCH	transasia five tree six contact taipei control one two six point seven good day

FDR 時間	來源	內容
1937:32	CM2	five tree six good day
1937:39	CM2	taipei control good evening transasia five tree six flight level one niner zero four nine dme to houlung identing
1937:46	ACC	transasia five tree six taipei control roger
1937:54	ACC	(ACC 與 CAL616 間對話)
1938:00	CAL616	(ACC 與 CAL616 間對話)
1938:06	ACC	(ACC 與 CAL616 間對話)
1938:25	ACC	(ACC 與 TNA374 間對話)
1938:29	TNA374	(ACC 與 TNA374 間對話)
1938:31	CAM1	還是一樣 low level wind shear moderate turbulence
1938:37	CAM2	sir moderate turbulence
1938:37	ACC	(ACC 與 CAL688 間對話)
1938:38	CAM	(機械聲)
1938:41	CAL688	(ACC 與 CAL688 間對話)
1938:42	CAM1	I have radio sir
1938:47	CAM1	現在台北 control 好
1938:49	CAM2	對
1939:04	ACC	(ACC 與 CAL688 間對話)
1939:08	PA	晚安各位先生各位女士這是副機師報告 歡迎各位搭乘復興航空 第五三六班次由台南飛往台北松山 我們現在飛行的高度是一萬 九千英尺 平均的地速大約每小時八百公里 目前松山天氣多雲 下雨地面氣溫二十三度C 預計抵達的時間大約在晚間的八點鐘左 右 感謝各位的搭乘 全體組員敬祝各位身體健康旅途愉快謝謝 good evening ladies and gentlemen this is the first officer speaking welcome board transasia airways flight number five thee six from tainan to sungshan and now we are flying at nineteen thousand feet average ground speed is about eight hundred kilometer per hour with forecast at sungshan is raining now ground temperature about twenty three degrees and estimate arrival at eight o'clock PM thanks for flying with us have nice trip thank you
1939:09	CAL688	(ACC 與 CAL688 間對話)
1939:41	ACC	(ACC 與 CPA401 間對話)
1939:47	CPA401	(ACC 與 CPA401 間對話)
1940:03	ACC	transasia five tree six descend and maintain flight level one five zero descend now
1940:08	CM1	descend to one five zero we are leaving transasia five tree six

FDR 時間	來源	內容
1940:17	CAM1	VS descend flight level one five zero
1940:18	ACC	(ACC 與 TNA374 間對話)
1940:21	CAM2	sir cruise checklist complete...
1940:26	CAM2	weather at sungshan wind shear VMC ...approach speed ... radio nav houlung zero five two anpu lima kilo oscar progress ... MDA two six three ... approach chart ... ITSG ... outer marker position two thousand ... houlung one zulu after houlung via zero five two radial zonli four thousand cross zonli descend three thousand five hundred feet until tazan inbound course zero niner five go around procedure oscar lima uniform ...oscar lima uniform four thousand hold at lima uniform or radar vector ... cleared for approach flight director autopilot autothrust decelerate approach one thousand stable in case go around I will call out ...
1940:26	TNA374	(ACC 與 TNA374 間對話)
1940:31	ACC	(ACC 與 CAL688 間對話)
1940:36	CAL688	(ACC 與 CAL688 間對話)
1940:58	ACC	(ACC 與 EVA228 間對話)
1941:03	EVA228	(ACC 與 EVA228 間對話)
1941:06	ACC	(ACC 與 EVA228 間對話)
1941:09	ACC	(ACC 與 TNA374 間對話)
1941:13	TNA374	(ACC 與 TNA374 間對話)
1941:22	CAL678	(ACC 與 CAL678 間對話)
1941:26	ACC	(ACC 與 CAL678 間對話)
1941:31	CAL678	(ACC 與 CAL678 間對話)
1941:37	ACC	(ACC 與 MDA280 間對話)
1941:39	PA	各位貴賓我們正經過不穩定的氣流請務必留在座位上扣好安全帶 謝謝 (同時以國語、台語及客語複述) ladies and gentlemen we are now passing through turbulence please fasten your seat belt thank you
1941:41	MDA280	(ACC 與 MDA280 間對話)
1941:55	ACC	transasia five tree six contact taipei approach one one niner point seven
1942:00	CM1	one niner point seven good night sir five tree six
1942:04	ACC	right
1942:04	APP	(APP 與 FEA082 間對話)
1942:06	FEA082	(APP 與 FEA082 間對話)

FDR 時間	來源	內容
1942:07	CAM1	you have control
1942:09	CAM2	yes I have control
1942:10	CAM1	VS descend to one five zero
1942:11	CAM2	check
1942:11	APP	(APP 與 FEA137 間對話)
1942:12	CAM1	我把速度減到...
1942:14	FEA137	(APP 與 FEA137 間對話)
1942:21	APP	(APP 與 FEA137 間對話)
1942:24	FEA137	(APP 與 FEA137 間對話)
1942:29	CM1	taipei approach good evening transasia five tree six descend flight level one five zero
1942:34	APP	transasia five tree six taipei approach ident taipei QNH one zero zero niner
1942:39	CM1	one zero zero niner transasia five tree six
1942:45	TNA535	(APP 與 TNA535 間對話)
1942:56	APP	(APP 與 TNA535 間對話)
1942:58	TNA535	(APP 與 TNA535 間對話)
1943:02	APP	(APP 與 TNA535 間對話)
1943:05	TNA535	(APP 與 TNA535 間對話)
1943:08	APP	(APP 與 MDA747 間對話)
1943:11	MDA747	(APP 與 MDA747 間對話)
1943:13	APP	(APP 與 MDA747 間對話)
1943:14	MDA732	(APP 與 MDA732 間對話)
1943:17	APP	(APP 與 MDA732 間對話)
1943:19	MDA732	(APP 與 MDA732 間對話)
1943:20	APP	(APP 與 TNA242 間對話)
1943:24	TNA242	(APP 與 TNA242 間對話)
1943:28	CM1	taipei approach transasia five tree six approaching flight level one five zero
1943:32	APP	transasia five tree six descend and maintain five thousand
1943:36	CM1	descend five thousand five tree six
1943:39	APP	(APP 與 TNA242 間對話)
1943:42	CAM2	idle descend five thousand
1943:42	TNA242	(APP 與 TNA242 間對話)
1943:43	CAM1	check

FDR 時間	來源	內容
1943:44	APP	(APP 與 TNA242 間對話)
1943:48	TNA242	(APP 與 TNA242 間對話)
1943:52	APP	(APP 與 TNA242 間對話)
1943:53	APP	transasia five tree six proceeding ATR over putin speed two one zero
1943:57	CM1	TCAS contact we are adjust our speed transasia five tree six
1944:11	APP	(APP 與 FEA082 間對話)
1944:17	FEA082	(APP 與 FEA082 間對話)
1944:26	MDA280	(APP 與 MDA280 間對話)
1944:30	CAM2	idle descend
1944:31	CAM1	check
1944:31	APP	(APP 與 MDA280 間對話)
1944:38	MDA280	(APP 與 MDA280 間對話)
1944:42	CAM2	one zero zero niner...
1944:43	APP	transasia five tree six cleared ILS runway one zero approach
1944:46	CAM1	check
1944:48	CAM2	教官 我們許可 ILS
1944:51	CM1	cleared ILS runway one zero approach transasia five tree six
1945:20	APP	(APP 與 FEA082 間對話)
1945:24	FEA082	(APP 與 FEA082 間對話)
1945:44	APP	(APP 與 FEA137 間對話)
1945:48	FEA137	(APP 與 FEA137 間對話)
1945:49	APP	(APP 與 FEA137 間對話)
1945:51	APP	(APP 與 MDA280 間對話)
1945:54	MDA280	(APP 與 MDA280 間對話)
1945:57	APP	(APP 與 MDA280 間對話)
1946:03	PA	各位貴賓 我們已經開始航機的下降了 受到天氣的影響 下降的氣流不穩定 請您務必扣好安全帶 靠椅扶正 面前的餐桌歸回原處 (同時以國語及台語複述) ladies and gentlemen we are now descending due to turbulence please fasten your seat belt kindly put your seat upright and lock your tray table in place thank you
1946:03	MDA280	(APP 與 MDA280 間對話)
1946:09	APP	(APP 與 MDA280 間對話)
1946:13	MDA280	(APP 與 MDA280 間對話)
1946:14	CAM1	with ATR speed

FDR 時間	來源	內容
1946:14	APP	(APP 與 MDA280 間對話)
1946:17	MDA280	(APP 與 MDA280 間對話)
1946:25	CAM	(不明聲響)
1946:25	CAM2	approach checklist please sir
1946:26	CAM1	yes sir
1946:28	APP	(APP 與 FEA082 間對話)
1946:28	CAM1	briefing
1946:29	CAM2	confirmed
1946:30	CAM1	status
1946:31	CAM2	no status
1946:33	CAM1	V bugs
1946:34	CAM2	set
1946:35	CAM1	seat belt
1946:36	CAM2	on
1946:36	CAM1	QNH MDA
1946:37	FEA082	(APP 與 FEA082 間對話)
1946:38	CAM2	one zero zero niner MDA two six three
1946:41	CAM1	TAD on ND
1946:42	CAM2	...
1946:43	CAM1	engine mode select
1946:44	CAM2	normal
1946:45	CAM1	checklist completed
1946:56	CAM1	*
1947:37	CAM2	*
1947:38	CAM1	*
1947:39	APP	transasia five tree six say airspeed
1947:42	CM1	speed two five zero
1947:45	APP	roger
1947:46	APP	(APP 與 FEA082 間對話)
1947:50	FEA082	(APP 與 FEA082 間對話)
1947:54	APP	(APP 與 FEA082 間對話)
1947:57	FEA082	(APP 與 FEA082 間對話)
1948:09	CAM1	*
1948:19	FEA082	(APP 與 FEA082 間對話)
1948:20	CAM1	*
1948:22	APP	(APP 與 FEA082 間對話)

FDR 時間	來源	內容
1948:26	CAM	(不明聲響)
1948:26	FEA082	(APP 與 FEA082 間對話)
1948:29	APP	(APP 與 FEA082 間對話)
1948:30	CAM1	*
1948:57	APP	(APP 與 MDA280 間對話)
1949:01	MDA280	(APP 與 MDA280 間對話)
1949:10	FEA678	(APP 與 FEA678 間對話)
1949:18	CAM2	*
1949:21	CAM1	*
1949:23	APP	(APP 與 FEA678 間對話)
1949:26	FEA678	(APP 與 FEA678 間對話)
1949:36	CAM1	*
1951:32	APP	(APP 與 MDA280 間對話)
1951:35	MDA280	(APP 與 MDA280 間對話)
1951:38	APP	(APP 與 MDA280 間對話)
1951:49	CAM	(不明聲響)
1951:53	TNA242	(APP 與 TNA242 間對話)
1951:56	APP	(APP 與 TNA242 間對話)
1951:59	TNA242	(APP 與 TNA242 間對話)
1952:00	APP	(APP 與 TNA242 間對話)
1952:14	CAM2	zonli three thousand five
1952:15	CAM1	check
1952:16	CAM2	activate approach phase
1952:21	CAM1	嗯奇怪你爲什麼不再等一下呢 等 automatically activate approach phase
1952:28	CAM2	看他已經進去了 速度又減
1952:28	CAM1	對呀 你看你現在也到啦
1953:06	UNI830	(APP 與 UNI830 間對話)
1953:14	APP	(APP 與 UNI830 間對話)
1953:16	CAM2	heading
1953:17	CAM1	check
1953:18	CAM2	glide slope loc blue cat three dual
1953:21	CAM1	check
1953:21	CAM2	cat three dual autopilot one and two
1953:22	CAM1	check

FDR 時間	來源	內容
1953:22	UNI830	(APP 與 UNI830 間對話)
1953:45	APP	(APP 與 MDA280 間對話)
1953:50	MDA280	(APP 與 MDA280 間對話)
1953:52	CAM2	flap one sir
1953:53	CAM1	speed check flap one
1954:50	CAM2	loc alive
1954:51	CAM1	check
1954:52	CAM2	loc star
1954:53	CAM1	check
1954:58	UNI93	(APP 與 UNI93 間對話)
1955:04	CAM2	glide slope star four thousand set
1955:05	APP	(APP 與 UNI93 間對話)
1955:05	CAM1	check
1955:10	UNI93	(APP 與 UNI93 間對話)
1955:15	CM1	taipei approach transasia five tree six establish
1955:23	CAM2	flap two
1955:24	APP	transasia five tree six contact tower one one eight point one
1955:27	CM1	contact tower good night mam five tree six
1955:34	CM1	sungshan tower good evening transasia five tree six ILS approach and ten mile on final
1955:40	TWR	good evening transasia five three six sungshan tower runway one zero wind zero one zero at four QNH one zero zero eight continue approach
1955:49	CM1	one zero zero eight runway one zero continue approach five three six
1955:56	CAM2	么洞洞八
1955:57	CAM1	check
1955:59	CAM1	RA alive
1956:00	CAM2	check
1956:26	CAM	(不明聲響)
1956:34	CAM	(連續嘟聲－外信標台信號聲響)
1956:38	CAM2	outer marker
1956:39	CAM1	check two thousand
1956:40	CAM2	gear down
1956:41	CAM1	gear down
1956:42	CAM	(起落架放下聲響)

FDR 時間	來源	內容
1956:47	PA	各位貴賓我們即將降落 請扣緊安全帶豎直椅背收回桌子謝謝 組 員請就座 (同時以國語及台語複述) ladies and gentlemen we are about to land please fasten your seat belt kindly put your seat upright and lock your tray table in place thank you
1957:05	CAM2	flap three
1957:05	CAM1	three
1957:09	CAM1	final set
1957:11	CAM2	landing checklist
1957:12	CAM1	before landing cabin crew
1957:13	CAM2	advised
1957:14	CAM1	auto thrust
1957:15	CAM2	speed
1957:15	CAM1	go around altitude
1957:17	CAM2	four thousand set
1957:17	CAM1	landing memo
1957:18	CAM2	no blue
1957:19	CAM1	correct runway
1957:20	CAM2	runway one zero
1957:21	CAM1	standby landing clearance
1957:21	TWR	(TWR 與 TNA242 間對話)
1957:25	TNA242	(TWR 與 TNA242 間對話)
1957:28	TWR	(TWR 與 TNA242 間對話)
1957:30	TNA242	(TWR 與 TNA242 間對話)
1958:03	CAM2	one thousand
1958:03	CAM1	stable
1958:11	---	...
1958:12	TWR	transasia five tree six the wind calm cleared to land
1958:15	CM1	wind calm cleared to land five tree six
1958:18	CAM2	wind calm cleared to land
1958:19	CAM1	yah
1958:51	CAM	four hundred (無線電高度警示聲)
1958:51	MDA280	(TWR 與 MDA280 間對話)
1958:53	CAM1	hundred above minimum
1958:55	TWR	(TWR 與 MDA280 間對話)
1958:56	CAM2	land green

FDR 時間	來源	內容
1958:58	CAM1	check
1959:01	MDA280	(TWR 與 MDA280 間對話)
1959:02	CAM	three hundred (無線電高度警示聲)
1959:02	CAM2	insight landing
1959:03	CAM1	cleared to land
1959:04	CAM	答答答 (自動駕駛解除警示聲)
1959:05	CAM	(連續嘟聲—中信標台信號聲響)
1959:05	UNI831	(TWR 與 UNI831 間對話)
1959:06	CAM	two hundred (無線電高度警示聲)
1959:08	TWR	(TWR 與 UNI831 間對話)
1959:10	UNI831	(TWR 與 UNI831 間對話)
1959:15	CAM	one hundred (無線電高度警示聲)
1959:21	CAM	fifty (無線電高度警示聲)
1959:23	CAM	twenty (無線電高度警示聲)
1959:23	CAM	retard retard
1959:26	CAM	(疑似著陸聲)
1959:26	CAM	retard
1959:27	CAM	(機械聲)
1959:28	CAM	retard
1959:29	CAM1	spoiler one reverse green and
1959:37	CAM1	沒有煞車喔
1959:37	TWR	(TWR 與 UNI831 間對話)
1959:39	CAM1	沒有煞車喔
1959:40	UNI831	(TWR 與 UNI831 間對話)
1959:43	TWR	(TWR 與 UNI831 間對話)
1959:44	CAM1	我們沒有煞車
1959:46	CAM1	沒有煞車喔
1959:47	UNI831	(TWR 與 UNI831 間對話)
1959:50	CAM1	完全沒有煞車
1959:50	TWR	(TWR 與 UNI831 間對話)
1959:53	CAM1	煞車
1959:54	CAM2	怎麼回事兒教官
1959:55	CAM1	我不知道
1959:57	CAM1	哇噻
1959:57	CAM	(疑似撞擊聲)

FDR 時間	來源	內容
1959:58	CAM	(疑似撞擊聲)
1959:59	CAM	噹 (單聲警示聲)
2000:01	CAM2	嗯
2000:03	CAM1	哇噠
2000:03	CAM	(疑似撞擊聲)
2000:04	CAM1	哇噠
2000:05	CAM	(疑似撞擊聲)
2000:06	TWR	transasia five three six ground
2000:08	CM1	我們沒有煞失效煞車
2000:10	CAM	(疑似撞擊聲)
2000:11	CAM	(疑似撞擊聲)
2000:15	CAM	(連續撞擊聲)
2000:15	TWR	教官請問你們出跑道了嗎
2000:17	CAM	噹 (單聲警示聲)
2000:18	CM1	我們需要地面支援
2000:19	TWR	roger
2000:20	CAM	噹 (單聲警示聲)
2000:21	CM1	attention crew at station attention crew at station
2000:22	CAM	噹 (單聲警示聲)
2000:24	CM1	attention crew at station
2000:31	CAM1	唉
2000:34	CAM	(機械聲)
2000:34	MDA280	(TWR 與 MDA280 間對話)
2000:36	PA	組員請就位
2000:37	CAM	(機械聲)
2000:37	CAM	噹 (單聲警示聲)
2000:38	TWR	(TWR 與 MDA280 間對話)
2000:40	CAM2	關車嗎
2000:41	CAM1	關車
2000:42	CAM	(開關聲)
2000:43	CAM	(開關聲)
2000:46	MDA280	(TWR 與 MDA280 間對話)
2000:48		(記錄停止)

FDR 時間	來源	內容
2002:15 <sup>41</sup>		(CVR 重新開始錄音預備聲)
2002:15	CM1	需要這個在目前的地點疏散旅客
2002:20	TWR	復興五三六 roger 我們會請相關人員支援
2002:20	PA	各位貴賓我們現在已經看過外界的狀況 目前我們是在跑道頭這邊停下來了 很抱歉造成各位讓各位受驚 那麼外界目前的狀況看 噁是 看起來目前看起來是安全正常的 那麼各位先保持在您的座位上 我們機長已經在跟相關單位做一個聯絡~
2002:41	TWR	(TWR 與 TNA280 間對話)
2002:42		(記錄終止)

<sup>41</sup> CVR 重新開始錄音之參考時間以民航局提供之航管抄件為準。

## 附錄二 B-22310 飛航參數列表

A/C:A320/200 Engine: IAE V2527-A5

FDIU SAGEM P/N ED43A1D5 ARINCE 573/717 128 Word/s

	<b>Ident</b>	<b>Bus</b>	<b>Label/SDI</b>	<b>Description</b>
1	A01a01	Clock	260/00	Day of Date
2	A02a01	FWC	126/01	Flight Phase
3	A03a01	DMC	233/01	Flight Number
4	A05a01	DMC	230/01	Data Base Update
5	A06a01	DMC	075/01	Gross Weight
6	A07a01			Fleet Identification
7	A07c01			A/C Type
8	A07d01			A/C Tail Number
9	A07f01			Result Parameter Check
10	A07g01			FDIU BITE
11	A08a01	DMC	046/01	Engine 1 Ident
12	A08a02	DMC	046/01	Engine 2 Ident
13	M01a01	Clock	125/00	UTC Hours
14	M01a04	Clock	150/00	Clock Synchronized by GPS
15	M01b01			Frame Counter
16	M02a01	DMC	203/XX	Altitude standard fine
17	M02a02	DMC	203/XX	Altitude standard coarse
18	M03a01	DMC	206/XX	Indicated Airspeed
19	M04a01	DMC	320/XX	True Heading
20	M04b02	FWC	126/10	Warning HDG Discrepancy
21	M05a01	SDAC	333/01	normal acceleration
22	M06a01	DMC	324/01	Pitch attitude
23	M06a02	FWC	124/01	Warning Pitch discrepancy
24	M07a01	DMC	325/XX	Roll attitude
25	M07a02	FWC	124/01	Warning Roll discrepancy
26	M08a01	SDAC	002/01	VHF Keying
27	M08a02	SDAC	002/01	HF Keying
28	M09a01	DMC	346/01	N1/EPR Actual Eng 1
29	M09a02	DMC	346/10	N1/EPR Actual Eng 2

	<b>Ident</b>	<b>Bus</b>	<b>Label/SDI</b>	<b>Description</b>
30	M09tl01	DMC	133/01	Throttle Lever Angel Eng 1
31	M10a01	FWC	137/00	Flaps Position
32	M11a01	FWC	127/00	Slats Position
33	M11tl01	SDAC	046/01	Lever Position (Matrix 1)
34	M12a01	DMC	270/01	Reverser Unlock Eng 1
35	M12a02	DMC	270/01	Reverser Unlock Eng 2
36	M12a05	DMC	270/01	Rev Deployed Eng 1
37	M12a06	DMC	270/01	Rev Deployed Eng 2
38	M13a03	FCDC	043/01	Left Spoiler 1 Out
39	M13a04	FCDC	043/01	Right Spoiler 1 Out
40	M14a01	DMC	211/XX	True Air Temperature (TAT)
41	M15a01	DMC	276/01	A/P 1 Engaged
42	M15a02	DMC	276/01	A/P 2 Engaged
43	M15a09	DMC	271/01	ATS Thrust N1 Mode
44	M15a01	DMC	271/01	ATS Speed Mach Mode Activated
45	M15a10	DMC	271/01	Thrust EPR Mode
46	M15a35	DMC	301/01	H/Path submode NAV engaged
47	M15a36	DMC	301/01	HDG submode NAV engaged
48	M15a38	DMC	301/01	VOR submode NAV engaged
49	M15a39	DMC	301/01	Loc submode Runway engaged
50	M15a31	DMC	301/01	Track submode NAV engaged
51	M15a40	DMC	301/01	Track submode Runway engaged
52	M15a41	DMC	300/01	Roll out submode LAND TRACK engaged
53	M15a42	DMC	300/01	Align submode LAND TRACK engaged
54	M15a43	DMC 3	02/01	Altitude Capture Mode
55	M15a44	DMC 3	02/01	Altitude Track Mode
56	M 18a0	FCDC	314/0	Left Elevator Position
57	M 19a0	FCDC	315/01	Stabilizer Position
58	M15a45	DMC	302/01	G/S Track Mode
59	M15a46	DMC	302/01	G/S Capture Mode
60	M15a48	DMC	302/01	Expedite Climb Mode
61	M15a49	DMC	302/01	Immediate Climb Mode
62	M15a41	DMC	302/01	Open Climb Mode
63	M15a50	DMC	302/01	Open Descent Mode
64	M15a51	DMC	302/01	Expedite Descent Mode
65	M15a52	DMC	302 /01	Immediate Mode

	<b>Ident</b>	<b>Bus</b>	<b>Label/SDI</b>	<b>Description</b>
66	M16a01	SDAC	331/01	Longitudinall Acceleration
67	M17a01	SDAC	332/01	Lateral Acceleration
68	M18a02	FCDC	334/01	Left Elevator Position
69	M18a05	FCDC	041/01	Right Elevator Position
70	M18c01	SDAC	312/00	Rudder Position
71	M18c02	FWC	126/00	Yaw Damper 1 fault
72	M18c03	FWC	126/00	Yaw Damper 2 fault
73	M18c04	FCDC	304/01	Rudder pedal Position
74	M18c05	FWC	313/01	Rudder trim Position
75	M18tl03	FCDC	310/01	Left Aileron Position
76	M18tl04	FCDC	330/01	Right Aileron Position
77	M18tl20	FCDC	363/01	Left Spoiler 3 Position
78	M18tl21	FCDC	374/01	Right Spoiler 4 Position
79	M20a01	DMC	164/01	Radio Altitude 1
80	M21a01	DMC	174/01	Glide Slope Deviation 1
81	M22a01	DMC	173/01	Localizer Deviation 1
82	M23a01	DMC	274/01	Marker Beacon Passage
83	M24a02	FWC	126/00	APU Fire
84	M24a03	FWC	126/00	Engine 1 Fire
85	M24a04	FWC	126/00	Engine 2 Fire
86	M24a05	FWC	126/00	Cabin Press Warning
87	M24a06	FWC	126/00	Avionic Smoke Warning
88	M24a18	FWC	126/00	Red Warning
89	M24a19	FWC	126/10	A/P oft Warning
90	M24a20	FWC	126 /11	Sidestick not in T.O. configuration
91	M24a21	FWC	126/11	L+R elevator fault
92	M24a22	FWC	126/11	Gear not downlocked
93	M24a23	SDA	002/00	Parking brake oft
94	M24a24	FCDC	044/01	Left sidestick fault
95	M24a25	FCDC	044/01	Right sidestick fault
96	M28a01	FWC	016/01	GPWS Warning
97	M28tl01	DMC	307/01	Capt EGPWS valid
98	M28tl02	DMC	307/10	F/O EGPWS valid
99	M28tl03	DMC	307/01	Capt WXR valid
100	M28tl04	DMC	307/10	F/O WXR valid
101	M28tl05	DMC	307/01	Capt EGPWS installed

	<b>Ident</b>	<b>Bus</b>	<b>Label/SDI</b>	<b>Description</b>
102	M28tl06	DMC	307/10	F/O EGPWS installed
103	M28tl01	SDAC	002/00	EGPWS TERR ON ND switch
104	M29a01	DMC	221/XX	Angle of Attack LH
105	M21a03	FWC	021/01	LDG Squat Switch LH
106	M30a01	FWC	126/00	Hyd Low Press Yellow
107	M30a02	FWC	126/00	Hyd Low Press Green
108	M30a03	FWC	126/00	Hyd Low Press Blue
109	M31a01	DMC	312/XX	Ground Speed
110	M32b01	FWC	022/01	Gear Up locked
111	M32b02	FWC	020/01	Gear down locked
112	R01d01	DMC	310/DD	Present Pos Latitude Fine
113	R01d02	DMC	310/DD	Present Pos Latitude Coarse
114	R01d03	DMC	311/DD	Present Pos Long Fine
115	R01d04	DMC	311/DD	Present Pos Long Coarse
116	R01e01	DMC	307/01	GPS Primary Capt
117	R01e02	DMC	307/10	GPS Primary F/O
118	R02a02	BSCU	331/01	Left brake pedal angle
119	R02b06	SDAC	026/01	Alternate braking
120	R02b08	SDAC	002/00	Antiskid Selector ON
121	R02b09	FWC	126/11	Normal brake fault
122	R02b01	FWC	126/11	Antiskid fault
123	R02c01	BSCU	300/01	Normal brake pressure 1
124	R02c02	BSCU	301/01	Normal brake pressure 2
125	R02c03	BSCU	302/01	Normal brake pressure 3
126	R02c04	BSCU	303/01	Normal brake pressure 4
127	R02c05	BSCU	304/01	Normal brake pressure 5
128	R02c06	BSCU	305/01	Normal brake pressure 6
129	R02c08	BSCU	307/01	Normal brake pressure 8
130	R02c01	BSCU	306/01	Normal brake pressure 1
131	R03b01	DMC	345/01	EGT Eng 1 (1 495)
132	R03c01	DMC	244/01	Fuel flow Eng 1
133	R05b01	DMC	350/01	Pred W/S internal failure
134	R05b02	DMC	350/01	Pred W/S external failure
135	R05b03	DMC	350/01	Pred W/S alert/terrain Caution Capt
136	R05b04	DMC	350/10	Pred W/S alert/terrain Caution F/O
137	R05b05	DMC	350/01	Pred W/S warning/terrain warning Capt

	<b>Ident</b>	<b>Bus</b>	<b>Label/SDI</b>	<b>Description</b>
138	R05b05	DMC	350/01	Pred W/S warning/terrain warning Capt
139	R05b06	DMC	350/10	Pred W/S warning/terrain warning F/O
140	R05b08	DMC	350/01	Pred W/S oft
141	R05b01	FWC	16/00	Pred W/S pinprog
142	R06a04	DMC	276/10	Altitude STDQHNQFE F/O
143	R09b05	DMC	271/01	Mach Selection
144	R12c01	DMC	276/01	Heading0rack Selection
145	R14a34	DMC	307/01	Radar/EGPWS operating Mode Capt
146	R14a35	DMC	307/01	Radar/EGPWS operating Mode F/O
147	R15a19	DMC	275/01	System page origin
148	R17a02	SDAC	002/01	AC 1 bus ON
149	R17a03	SDAC	002/00	AC ess bus ON
150	R18a03	SDAC	004/11	DC ess bus ON
151	R19a05	SDAC	067/01	Eng 1 HPV not fully closed
152	R19a06	SDAC	066/01	Eng 2 HPV not fully closed
153	R19a08	SDAC	066/01	Eng 2 PRV not fully closed
154	R19a11	SDAC	055/01	Cross Feed Valve Eng 112 not fully closed
155	R19a12	SDAC	003/01	Pack 1 flow control valve not fully closed
156	R19a13	SDAC	003/10	Pack 2 flow control valve not fully closed
157	R19a14	SDAC	003/01	Eng 1 anti ice P/B On
158	R19a15	SDAC	003/10	Eng 2 anti ice P/B On
159	R19a16	SDAC	003/11	wing anti ice P/B off
160	R19a18	SDAC	001/00	Eng 2 AntiIce valve not fault
161	R19a17	SDAC	001/11	Eng 1 AntiIce valve not fault
162	R19a01	SDAC	067/01	Eng 1 PRV not fully closed
163	R21b01	FWC	126/00	Slats Fault
164	R21b02	FWC	126/00	Flaps Fault
165	RO1b02			Constraint Altitude (SSM)
166	R21c01	FWC	126/11	Engine 1 FADEC fault
167	R21c02	FWC	126/11	Engine 2 FADEC fault
168	R21d01	SDAC	006/01	GPWS terrain det. Fault
169	R28d01	DMC	033/01	ILS1 Frequency I MMR 1 frequency I channel modes(coarse)
170	R28d02	DMC	033/01	ILS1 Frequency I MMR 1 frequency I channel modes (fine)
171	R28d03	DMC	033/01	MMR 1 modes
172	R28d04	DMC	033/10	ILS2 Frequency I MMR 2 frequency I channel

	<b>Ident</b>	<b>Bus</b>	<b>Label/SDI</b>	<b>Description</b>
				modes(coarse)
173	R28d05	DMC	033/10	ILS2 Frequency I MMR 2 frequency I channel modes (fine)
174	R28d06	DMC	033/10	MMR 2 modes
175	R28e01	DMC	032/01	ADF 1 Frequency 100khz, 10khz, 1khz
176	R28e02	DMC	032/01	ADF 1 Frequency 1000khz, 0.5khz
177	R28e03	DMC	032/10	ADF 2 Frequency 100khz, 10khz, 1khz
178	R28e04	DMC	032/10	ADF 2 Frequency 1000khz, 0.5khz
179	R30a01			Event Marker

### 附錄三 AIRBUS 製造商提供之地面擾流板伸出測試程序

Subject: TNATPE/60/05 TNA A320 MSN 791 Runway Excursion - Ground Spoiler Extension Procedure

Please find following a Ground Spoiler Extension procedure, as requested by the ASC, which has been verified on a production aircraft here in Toulouse.

This procedure requires the use of a Main Landing Gear Wheel Tachometer Driving Tool part number 355M03190000.

Procedure:

1) Aircraft configuration:

>> 1.1 Energize the aircraft electrical circuits.

>> 1.2 Do the IR alignment procedure.

>> 1.3 On the panel 23 VU verify that the SEC1 SEC3, ELAC1 P/B are engaged.

>> 1.4 On the panel 24VU verify that the SEC2, ELAC 2 P/B are engaged.

>>

>> 2) Test :

>> 2.1 Install the MLG WHEEL TACHYMETER DRIVING TOOL (355M03190000) on the wheel 1 and wheel 4

>> 2.2 Pressurize the 3 hydraulic systems (elec. pump and power transfer unit)

>> 2.3 on the cockpit put the throttle control levers to the idle position and pre-select the speed brake control lever

>> 2.4 on the driving tool set a wheel speed around 1000 rpm and verify that the spoilers 1, 2 and 5 are extended;

>> 2.5 in case of problem perform a ground scanning and record the maintenance message

>> 2.6 on the cockpit put the throttle control levers to climb position and verify that the

spoilers 1,2 and 5 reach the neutral position.

>> 2.7 depressurize the 3 hydraulic systems.

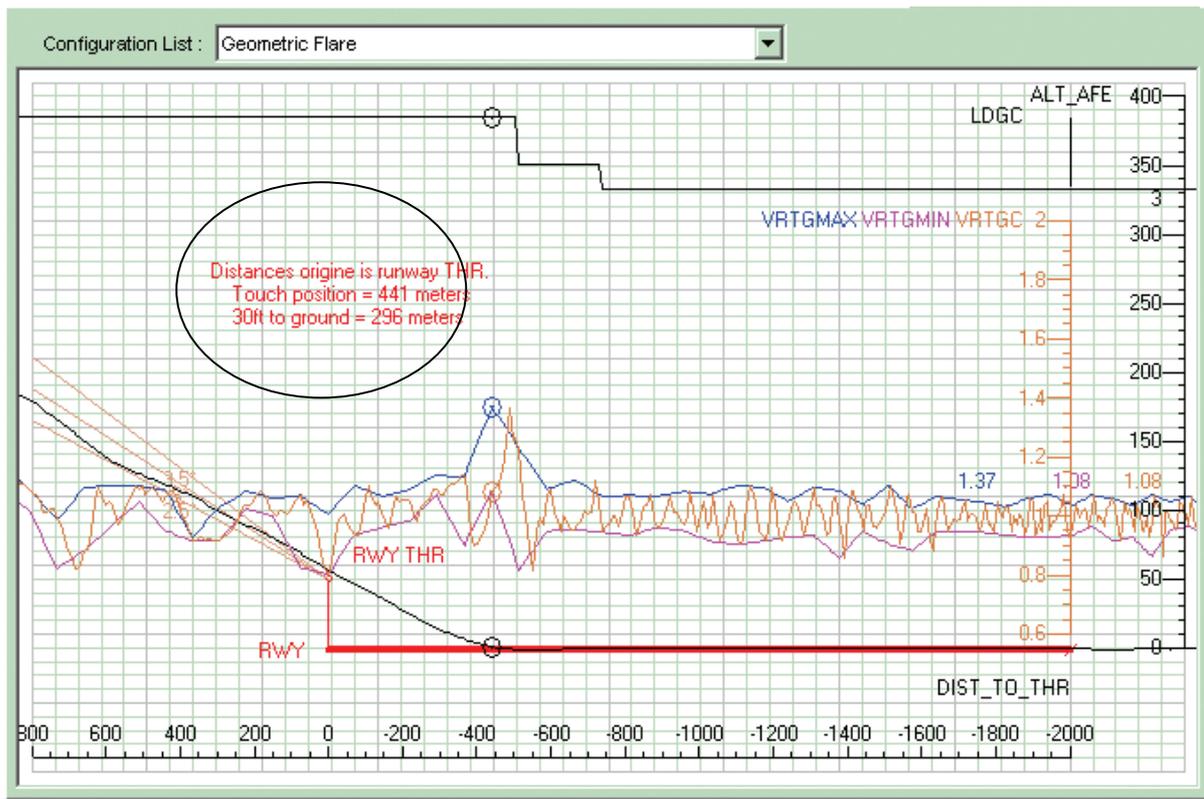
>> 2.8 remove the MLG WHEEL TACHYMETER DRIVING TOOL to the wheels 1 and 4 and install it on the wheels 2 and 3

>> 2.9 repeat the test cited in ?2.2 to ?2.6 the spoilers 3 and 4 must move.

## 附錄四 著陸點位置及必要落地距離分析報告 (復興)

### 一、著陸點位置(Touch Down Position)

- ◆ 計算工具：飛航監視系統 (Line Operations Monitor System, LOMS), Ver. 2.6.6
- ◆ 資料來源：Flight Data Recorder
- ◆ 著陸點之定義：飛機主輪著陸瞬間，且主輪之減振支柱未壓縮之位置，該距離參考零點為跑道端(Runway Threshold)，且飛機離地高 50 呎 (參考 Radio Alt)。



計算結果：

GE536 之著陸點位置距 10 跑頭端約 1,450 呎(441 公尺)

## 一、 必要落地距離

- ◆ 計算工具：Airbus OCTOPUS, ver. 23
- ◆ 輸入資料：
  - Runway: Dry, Wet
  - Wind (runway) : 0 knots
  - CG Code: Basic
  - Pressure Alt: 0 ft
  - Configuration: CONF 3
  - Weight: 55103 kg

scenario	Runway	Reversers	Antiskid	Braking	Spoilers	Ground idle failed	Tachometer failure	Landing Distance (ft)	Required. Landing Distance (ft)
1	dry	Both reversers inoperative	ON	Normal	All spoilers operative	No	No	2,636	4,393
2	dry	Both reversers inoperative	ON	Normal	All spoilers inoperative	No	No	3,194	5,324
3	wet	Both reversers inoperative	ON	Normal	All spoilers operative	No	No	2,636	5,052
4	wet	Both reversers inoperative	ON	Normal	All spoilers inoperative	No	No	3,194	6,122

Required Landing Distance (dry) = Actual Landing Distance x 1.667

Required Landing Distance (wet) = Actual Landing Distance x 1.917

Case #1 (dry)

c:\program files\pep\sessions\fm\session 1.res

OCTOPUS VERSION : 23.0.0

REGULATION NAME : JAA

AIRCRAFT NAME : AE232C01 A320-232 /V20

I INPUT DATA RECAPITULATION I

```

Runway condition           : DRY
Pressure altitude         :      28.000 FT
Wind(runway)              :      0.000 KT
Configuration             : CONF 3
CG code                   : Basic
Weight                    :    55140.000 KG
k(V/VS)                   :      1.230
Delta V (CAS)            :      0.000 KT
    
```

```

- SPECIAL CASES ARE INDICATED WITH A STAR (*) -
Reversers credit         : ALL REVERSERS INOPERATIVE
Antiskid                 : ON
Braking failed          : 0 BRAKE INOPERATIVE
Spoilers                 : ALL SPOILERS OPERATING
Ground idle failed      : NO
Tachometer failure      : NO
    
```

CALCULATION NAME : LANDING DISTANCE

APPROVED

13-JUL-05

POINT CALCULATION

```

I-----I-----I-----I-----I-----I
I LD          I REGUL COEF  I REGUL LD    I VFA CAS     I VFA IAS     I
I-----I-----I-----I-----I-----I
I FT          I           I FT          I KT          I KT          I
I-----I-----I-----I-----I-----I
I          2636.0 I          1.667 I          4393.3 I          127.531 I          127.531 I
I-----I-----I-----I-----I-----I
    
```

```

I-----I
I BRK ENER AEO I
I-----I
I %           I
I-----I
I          38.5 I
I-----I
    
```

Case #2 (dry)

c:\program files\pep\sessions\fm\session 1.res

OCTOPUS VERSION : 23.0.0

REGULATION NAME : JAA

AIRCRAFT NAME : AE232C01 A320-232 /V20

I INPUT DATA RECAPITULATION I

```

Runway condition           : DRY
Pressure altitude         :      28.000 FT
Wind(runway)              :      0.000 KT
Configuration             : CONF 3
CG code                   : Basic
Weight                    :    55140.000 KG
k(V/Vs)                   :      1.230
Delta V (CAS)            :      0.000 KT
    
```

```

- SPECIAL CASES ARE INDICATED WITH A STAR (*) -
Reversers credit         : ALL REVERSERS INOPERATIVE
Antiskid                 : ON
Braking failed           : 0 BRAKE INOPERATIVE
Spoilers                 *: ALL SPOILERS INOPERATIVE
Ground idle failed       : NO
Tachometer failure       : NO
    
```

CALCULATION NAME : LANDING DISTANCE

APPROVED

13-JUL-05

POINT CALCULATION

```

I-----I-----I-----I-----I-----I
I LD          I REGUL COEF I REGUL LD    I VFA CAS     I VFA IAS     I
I-----I-----I-----I-----I-----I
I FT          I          I FT          I KT          I KT          I
I-----I-----I-----I-----I-----I
I      3194.3 I      1.667 I      5323.8 I      127.531 I      127.531 I
I-----I-----I-----I-----I-----I
    
```

```

I-----I
I BRK ENER AEO I
I-----I
I %           I
I-----I
I      40.1 I
I-----I
    
```

Case #3 (wet)

c:\program files\pep\sessions\fm\session 1.res

OCTOPUS VERSION : 23.0.0

REGULATION NAME : JAA

AIRCRAFT NAME : AE232C01 A320-232 /V20

I INPUT DATA RECAPITULATION I

```
Runway condition           : WET
Pressure altitude         :      28.000 FT
Wind(runway)              :      0.000 KT
Configuration             : CONF 3
CG code                   : Basic
Weight                    :     55140.000 KG
k(V/VS)                   :      1.230
Delta V (CAS)             :      0.000 KT
```

```
- SPECIAL CASES ARE INDICATED WITH A STAR (*) -
Reversers credit          *: ALL REVERSERS INOPERATIVE
Antiskid                  : ON
Braking failed           : 0 BRAKE INOPERATIVE
Spoilers                  : ALL SPOILERS OPERATING
Ground idle failed       : NO
Tachometer failure       : NO
```

CALCULATION NAME : LANDING DISTANCE

APPROVED

13-JUL-05

POINT CALCULATION

```
I-----I-----I-----I-----I-----I
I LD          I REGUL COEF  I REGUL LD    I VFA CAS     I VFA IAS     I
I-----I-----I-----I-----I-----I
I FT          I           I FT          I KT          I KT          I
I-----I-----I-----I-----I-----I
I***** I           1.917 I           5052.3 I           127.531 I           127.531 I
I-----I-----I-----I-----I-----I
```

```
I-----I
I BRK ENER AEO I
I-----I
I %           I
I-----I
I           38.5 I
I-----I
```

Case #4 (wet)

c:\program files\pep\sessions\fm\session 1.res

OCTOPUS VERSION : 23.0.0

REGULATION NAME : JAA

AIRCRAFT NAME : AE232C01 A320-232 /V20

I INPUT DATA RECAPITULATION I

```

Runway condition           : WET
Pressure altitude         :      28.000 FT
Wind(runway)              :      0.000 KT
Configuration             : CONF 3
CG code                   : Basic
Weight                   :   55140.000 KG
k(V/VS)                   :      1.230
Delta V (CAS)             :      0.000 KT
    
```

```

- SPECIAL CASES ARE INDICATED WITH A STAR (*) -
Reversers credit          *: ALL REVERSERS INOPERATIVE
Antiskid                  : ON
Braking failed            : 0 BRAKE INOPERATIVE
Spoilers                  *: ALL SPOILERS INOPERATIVE
Ground idle failed       : NO
Tachometer failure       : NO
    
```

CALCULATION NAME : LANDING DISTANCE

APPROVED

13-JUL-05

POINT CALCULATION

```

I-----I-----I-----I-----I-----I
I LD          I REGUL COEF  I REGUL LD  I VFA CAS  I VFA IAS  I
I-----I-----I-----I-----I-----I
I FT          I          I FT          I KT          I KT          I
I-----I-----I-----I-----I-----I
I***** I          1.917 I          6122.4 I          127.531 I          127.531 I
I-----I-----I-----I-----I-----I
    
```

```

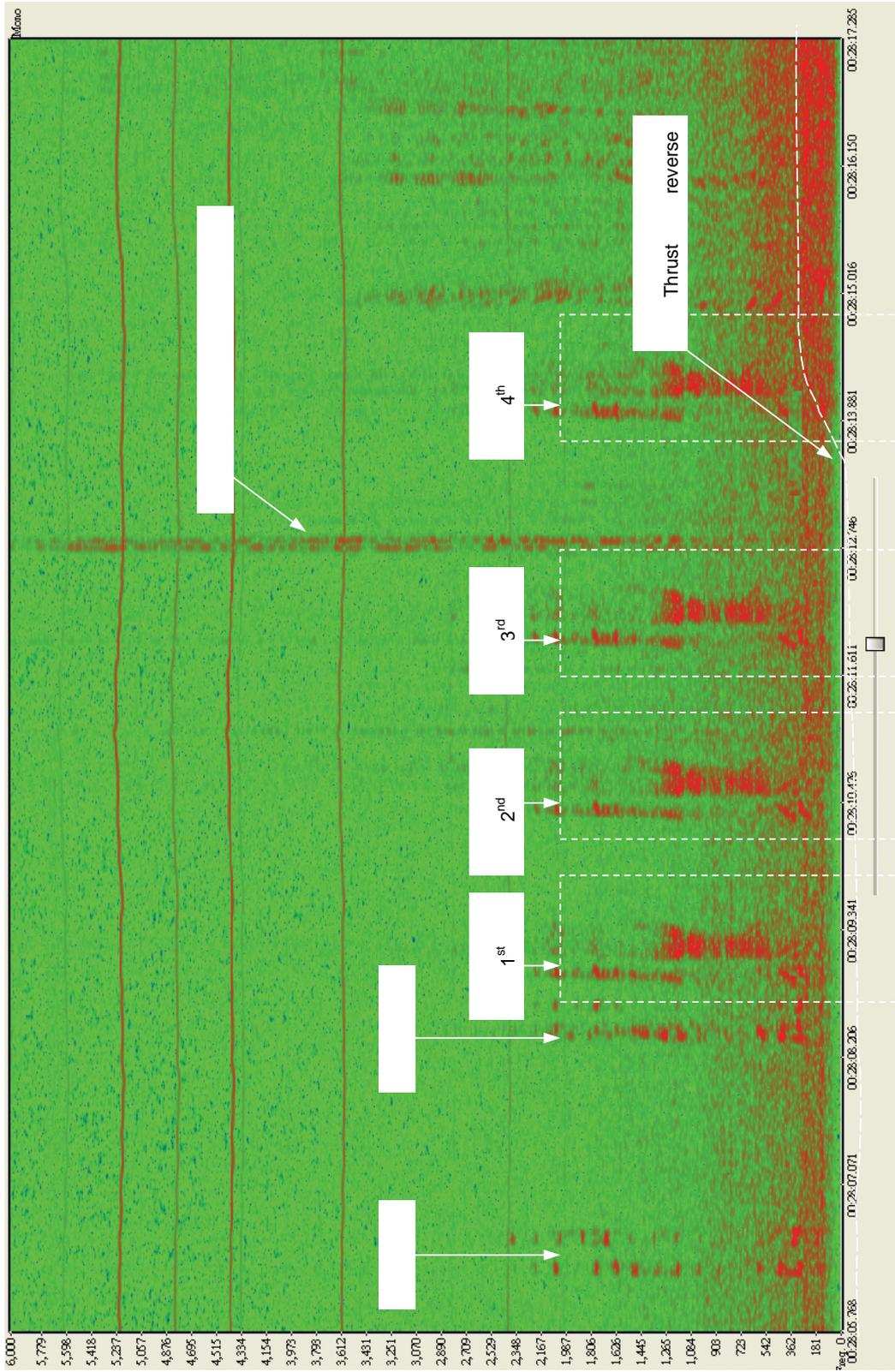
I-----I
I BRK ENER AEO I
I-----I
I %          I
I-----I
I          40.1 I
I-----I
    
```

## 附錄五 座艙聲音之頻譜能量分析

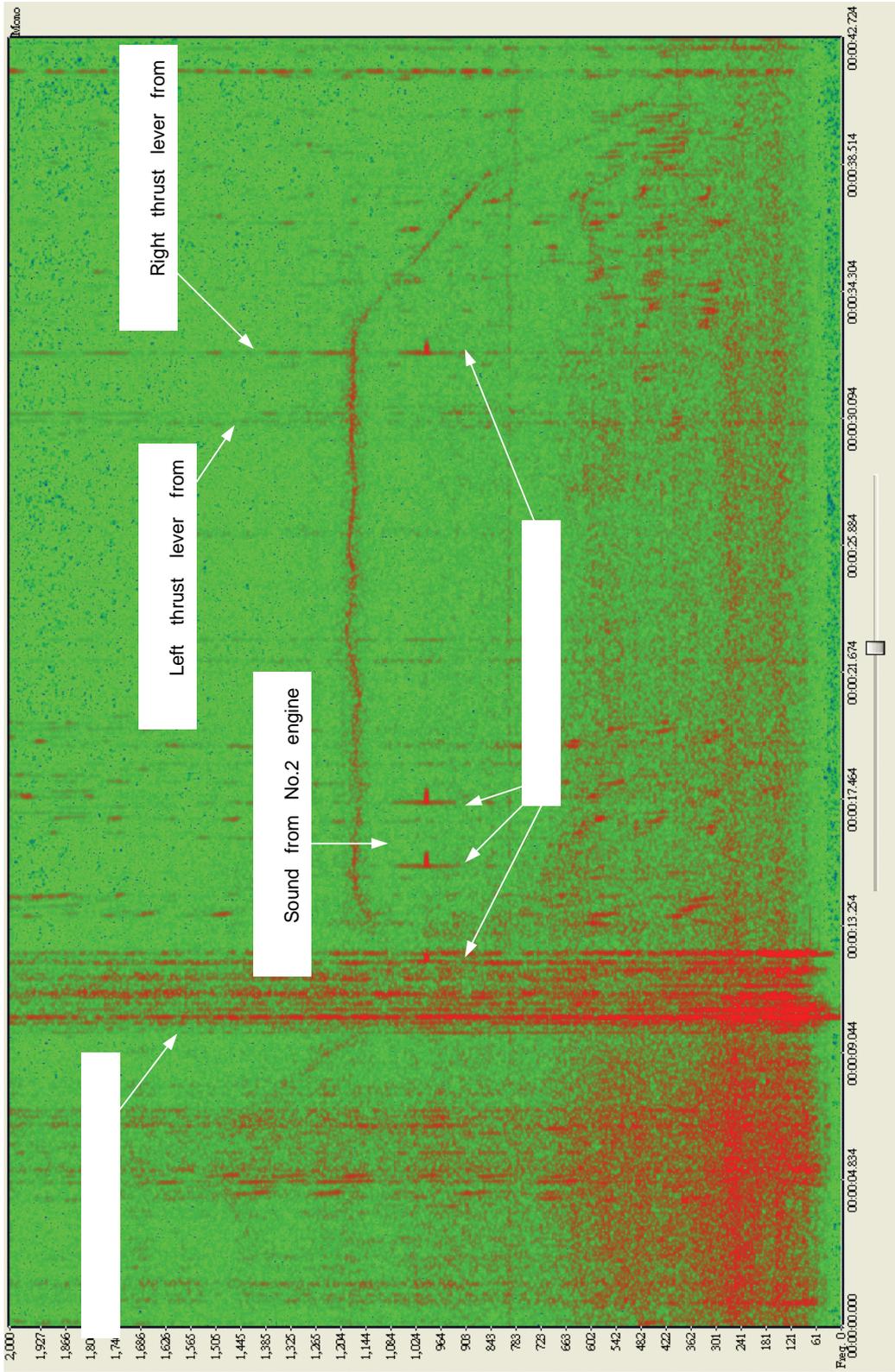
GE536 班機著陸至 CVR 停止記錄期間之聲音內容

起始時間	來源	內容	結束時間	長度 (秒)
19:59:23.4	CAM	Retard	19:59:24.9	.05
19:59:25.4	CAM	Retard	19:59:26.9	0.5
19:59:26.9	CAM	Retard	19:59:27.4	0.5
19:59:27.8	CAM	(機械聲)	19:59:28.0	0.2
19:59:27.8	CAM	(疑似觸地聲)	19:59:27.9	0.1
19:59:29.0	CAM	Retard	19:59:30.0	1.0
19:59:29.8	CAM1	Spoiler one reverse green and	19:59:33.7	3.9
19:59:37.5	CAM1	沒有煞車喔	19:59:38.2	0.7
19:59:39.9	CAM1	沒有煞車喔	19:59:41.0	1.1
19:59:44.4	CAM1	我們沒有煞車	19:59:45.0	0.6
19:59:46.1	CAM1	沒有煞車喔	19:59:46.9	0.8
19:59:49.8	CAM1	完全沒有煞車	19:59:50.9	1.1
19:59:53.9	CAM1	煞車	19:59:54.3	0.4
19:59:54.6	CAM2	怎麼回事兒教官	19:59:55.3	0.7
19:59:55.4	CAM1	我不知道	19:59:55.9	0.5
19:59:57.1	CAM1	哇塞	19:59:57.6	0.5
19:59:57.1	CAM	(疑似撞擊聲)	19:59:57.3	0.2
19:59:58.6	CAM	(疑似撞擊聲)	19:59:58.8	0.2
19:59:59.8	CAM	噹 (單聲警示聲)	20:00:00.1	0.3
20:00:01.7	CAM2	嗯	20:00:01.9	0.2
20:00:03.0	CAM1	哇塞	20:00:03.7	0.7
20:00:03.5	CAM	(疑似撞擊聲)	20:00:03.8	0.3
20:00:04.6	CAM1	哇塞	20:00:05.2	0.6
20:00:05.7	CAM	(疑似撞擊聲)	20:00:05.9	0.2
20:00:07.0	TWR	transasia five three six ground	20:00:08.0	1.0
20:00:08.9	CM1	我們沒有煞失效煞車	20:00:10.2	1.3
20:00:09.5	CAM	(疑似一連串之撞擊聲)	20:00:15.6	6.1
20:00:15.6	TWR	教官請問你們出跑道了嗎	20:00:17.1	1.5
20:00:17.2	CAM	噹 (單聲警示聲)	20:00:17.5	0.3
20:00:18.2	CM1	我們需要地面支援	20:00:19.3	1.1

起始時間	來源	內容	結束時間	長度 (秒)
20:00:19.8	TWR	Roger	20:00:20.1	0.3
20:00:20.2	CAM	噹 (單聲警示聲)	20:00:20.6	0.4
20:00:21.1	CM1	attention crew at station attention crew at station attention crew at station	20:00:25.4	4.3
20:00:22.4	CAM	噹 (單聲警示聲)	20:00:22.8	0.4
20:00:31.1	CAM1	唉	20:00:31.8	0.7
20:00:34.4	CAM	(機械聲)	20:00:35.3	0.9
20:00:36.3	PA	組員請就位	20:00:37.1	0.8
20:00:37.0	CAM	(機械聲)	20:00:37.3	0.3
20:00:37.0	CAM	噹 (單聲警示聲)	20:00:37.6	0.6
20:00:40.1	CAM2	關車嗎	20:00:40.8	0.7
20:00:41.5	CAM1	關車	20:00:41.9	0.4
20:00:42.4	CAM	(開關聲)	20:00:42.5	0.1
20:00:43.1	CAM	(開關聲)	20:00:43.2	0.1
20:00:48.0		(CVR 記錄中斷)		
20:02:15.0		(CVR 重新開始記錄)		
20:02:15.6	CM1	需要這個在目前的地點疏散旅客	20:02:19.3	3.7
20:02:20.1	TWR	復興五三六 roger 我們會請相關人員支援	20:02:22.8	2.7
20:02:20.5	PA	各位貴賓我們現在已經看過外界的狀況 目前我們是在跑道頭這邊停下來了 很抱歉造成各位讓各位受驚 那麼外界目前的狀況看嗯是 看起來目前看起來是安全正常的 那麼各位先保持在您的座位上 我們機長已經在跟相關單位做一個聯絡~	20:02:42.5	22.0
20:02:42.5		(記錄終止)		



圖一 觸地時之譜頻能量圖



圖二 撞擊前後之譜頻能量圖

附錄六 不同減速條件下之落地距離分析報告 (空中巴士製造商)

計算條件：

A320-232	V2527-A5		AE232C02
Pressure altitude			:
28.000 FT			
Runway slope			:
-0.21 %			
Temperature			
OAT= 25°C			
Wind(runway)			:
0.000 KT			
Configuration			: CONF
3			
CG			
= 40%			
Weight			:
55140.000 KG			
Ground speed at touch/down = 146 kt			

Scenario N°	Runway state	Braking Mode	spoilers	Engine1	Engine2	Ground distance (m)	Available Distance after T/D (m)	Speed at runway excursion (kt)
1	DRY	A/B MED	deployed	REV max	1.08 EPR	1140	2029	OK
2		A/B MED	deployed	REV max	ground idle	1107	2029	OK
1	WET	A/B MED	deployed	REV max	1.08 EPR	1190	2029	OK
2		A/B MED	deployed	REV max	Ground idle	1107	2029	OK
3		A/B MED	retracted	REV max	1.08 EPR	1907	2029	OK
4		A/B MED	retracted	REV max	Ground idle	1482	2029	OK
5		A/B MED starting at 72 Kt GS	retracted	REV max	1.08 EPR	7180	2029	119
6		A/B MED starting at 72 Kt GS	retracted	REV max	Ground idle	2872	2029	91
7		No braking	retracted	REV max	1.08 EPR	No deceleration	No deceleration	
8		No braking	retracted	REV max	Ground idle	5892	2029	91
1	WATER 1/4 "	A/B MED	deployed	REV max	1.08 EPR	1655	2029	OK
2		A/B MED	deployed	REV max	Ground idle	1319	2029	OK
3		A/B MED	retracted	REV max	1.08 EPR	2600	2029	79
4		A/B MED	retracted	REV max	Ground idle	1825	2029	OK
5		A/B MED starting at 72 Kt GS	retracted	REV max	1.08 EPR	5190	2029	109
6		A/B MED starting at 72 Kt GS	retracted	REV max	Ground idle	2619	2029	81
7		No braking	retracted	REV max	1.08 EPR	No deceleration	No deceleration	
8		No braking	retracted	REV max	Ground idle	5094	2029	81
1	WATER 1/2 "	A/B MED	deployed	REV max	1.08 EPR	1533	2029	OK
2		A/B MED	deployed	REV max	Ground idle	1242	2029	OK
3		A/B MED	retracted	REV max	1.08 EPR	2261	2029	50
4		A/B MED	retracted	REV max	Ground idle	1660	2029	OK
5		A/B MED starting at 72 Kt GS	retracted	REV max	1.08 EPR	3746	2029	96
6		A/B MED starting at 72 Kt GS	retracted	REV max	Ground idle	2280	2029	62
7		No braking	retracted	REV max	1.08 EPR	No deceleration	No deceleration	
8		No braking	retracted	REV max	Ground idle	4440	2029	68

A320-232 Weight = 55140 kg      CONF 3 - CG = 15%									
Runway state	Scenario N°	Brake action	spoilers	Engine1	Engine2	Ground speed at T/D	Ground distance (m)	Available Distance (m)	Speed at runway excursion (kt)
WET	1	T/D +15 s	RETRACTED	EPR = 1.08	REV max	146 Kt	2380	2029	80
	2						2380	2072	76
	3						2380	2154	67
WATER 1/4"	1	T/D +15 s	RETRACTED	EPR = 1.08	REV max	146 Kt	2825	2029	89
	2						2825	2072	86
	3						2825	2154	81
WATER 1/2"	1	T/D +15 s	RETRACTED	EPR = 1.08	REV max	146 Kt	2825	2029	65
	2						2825	2072	60
	3						2825	2154	53

**Ground distance = theoretical distance from Touch-down to aircraft full stop with the assumptions of an unlimited runway**

**Speed at runway excursion = speed reached at the end of the available distance**

**LDA = 2605 m**

Scenario N°	Touch down point		Available distance (m)= LDA - Touch down point
	Distance (ft)	Distance (m)	
1	1890	576	2029
2	1480	451	2154
3	1750	533	2072

此頁空白

## 附錄七 空中巴士製造商對「Retard」聲響停止原因之說明

Please find following the responses to the second set of questions concerning this event.

- **1/ Can you give a clear translation of the CFDIU troubleshooting coded data?**

The Troubleshooting data provided does not correspond to the event, please see attached message.

- **2/ Why does the message "Retard" stop 2 s after the nose gear touched down? Is it as per design?**

As soon as one TLA is set to REVERSE (whatever the other TLA position), the internal FWC signal "TLA inhibition" becomes true. If "TLA inhibition" is true, RETARD is inhibited.

- **3/ Does the antiskid work when the aircraft slides on ground?**

When the brake pedals are depressed (approx 15s after touch-down), the brake pressures progressively increased up to 1000-1500 psi. That level of pressure does not seem to be abnormal, even if quite high, considering that the aircraft is on a wet runway with ground spoilers not deployed. (It should be noted that the low refresh rate of the data, 1 per 4 secs, may not reflect the precise AntiSkid activity, and the precise level of the brake pressures).

Between 12:00:15 and 12:00:20, the brake pressures decreased below 500 psi on the 4 wheels (again, that is based on 1 measure per 4 seconds...). As the runway is reported to be very wet (heavy rain conditions reported by the crew), this seems to be the normal behaviour of the Anti-Skid function, in order to avoid the wheels locking. In addition, the aircraft has left the runway at about 12:00:16, which has contributed to the loss of a normal adherence.

After 12:00:20, the brake pressures increased again. As the aircraft speed is below 20 kts, the Anti-Skid function is inhibited, and then the brake pressures increased to comply with the brake pedal position.

We hope that the above answers your questions, and we remain at your disposition for any further information you may require.

1/ TLA corresponding to point #4 on chart #003.1/76-11-00 dealing with "Throttle Control System"

Please refer to the attached AMM pages 76-11-00 Page 5 Figure 003, and 73-20-00 Page 42 Figure 021. As you will see 73-20-00 shows TRA angles. The 5°45' position corresponds to point #4 on figure 003 of 76-11-00. Knowing that 1° TLA = 1.9 TRA we can see that corresponding TLA will be 3° (Please note that DFDR resolution for TLA is 2.821°).

2/ Landing distance in the conditions specified by the ASC

Please refer to the attached table Landing Distances.

It should be noted that the scenario AUTO-BRK MED with GROUND SPOILER retracted has no practical meaning, as AUTO-BRK MED will not operate when spoilers are not extended, and this is included as per ASC request for illustration only.

Also the calculations have been made using models which exist, and where 1/2" of standing water on the runway would be the maximum normally seen.

The calculations take into account the main following assumptions :

WIND = 0 Kt (shifting wind direction < 10 kt and small impact on performance calculations)

Runway State : WET, WATER 1/2 inch, WATER 1/4 inch

ENGINE 1 => T/R MAX

ENGINE 2 => Ground idle

or

EPR = 1.08

PLEASE NOTE. Modelling of the thrust associated with EPR = 1.08 is not precise as the thrust is usually modelled for well-known fixed ratings (as MCL, MCT, TOGA, Ground IDLE, etc ...), and this leads to potential minor uncertainties on the results. Also the ENGINE 1 at T/R MAX assumes REVERSE MAX is used down to 70 knots, and then REVERSE IDLE is used from 70 knots down to 0 knots, as per normal procedure.

3/ Thrust in relation with EPR

We cannot provide this information as in order to accurately compute this we would require the N1 for the Engine 1 in reverse, and this is not recorded, and also there would be some time spent in unusual transitory phases between REV MAX and REV IDLE. For the Engine 2 at 1.08 EPR the thrust would be of the order of 3000 DaN. (Please see NOTE to previous reply).

4/ Possible way of testing correct functioning of the ground spoilers

We are currently working on this and a procedure has been developed, and this now requires testing here in Toulouse prior to it being made available.

Nevertheless we understand that the ASC have released the aircraft to TNA after performance of the following procedure. reference ASM 27-90-00-101-05,27-92-00-101-25 (see attached GRND SPLR.pdf)

1.a/c on ground

2.energize a/c electrical circuits

3.three IRS in ATT mod

4.HYD elec pump Y and B on

5.GND SPLR armed

6.rotate four main wheel tachymeter over 900 RPM

-refer AMM 32-42-00-720-002 connect main wheel driving adaptor (98d32403004000)with the drilling machines 7.thrust level idle

- spoilers full extention

- each one TLA advance over 15 degree spoilers retract

5/ Specification of the maximum TLA allowing spoilers' operation.

Please see attached FCOM 1.27.10.

## 6/ Autothrottle behaviour

The TSD that were provided, cannot help in ATHR behaviour explanation since there are not related with the RWY excursion time. Nevertheless, a lab test was performed to complete/confirm the ATHR analysis:

### ATHR BEHAVIOUR :

The ATHR has worked as per design.

The ATHR involuntary disconnection is explained by the incorrect operational use of the throttles. This incorrect use leads to the ATHR disconnection by the EPR target comparison monitoring.

### Explanation :

The disconnection logic is such that ATHR disconnection is normally obtained at touch down when both throttles are set to IDLE, without ATHR warning .

If not, another ATHR reset condition can allow the ATHR to be disengaged :

-If the THR TARGET feedback of one FADEC is different by 0.15 EPR from the ATHR EPR TARGET limited to the corresponding EPR TLA, the ATHR is disconnected after 1.8 sec. This condition triggers the ATHR warning. This condition has been triggered before the previous one during that landing.

The FADEC transmission of the EPR TLA becomes NCD when the corresponding throttle is selected in reverse range , the FMGC ARINC acquisition behaviour (per design) in case of NCD is to keep the last EPR TLA valid value (0.98 during lab test in the conditions of the TAN landing). On an other hand the FADEC EPR TARGET FEEDBACK in reverse is reduced to about 0.75 EPR. Such a difference is due to the fact that: when no alpha floor condition is present, the FADEC EPR TARGET FEEDBACK is upper limited to EPR TLA which is set, when TLA is at or below idle, to EPR IDLE. The EPR IDLE is reduced by 0.2 when the thrust reverser has deployed more than 15%.

Consequently the EPR comparison becomes invalid and the ATHR is disconnected after 1.8 sec

with the corresponding warning .That involuntary ATHR disconnection allowed the thrust to be frozen on engine2 whose lever was at CLB notch !

The required delay between the TLA movement within REV area and the ATHR Engagement deletion on FMA is consistent with the DFDR.

**報告結束**

國家圖書館出版品預行編目資料

飛航事故調查報告：中華民國 93 年 10 月 18 日，復興航空公司 GE536 班機，A320-232 型機，國籍標誌及登記號碼 B-22310，台北/松山機場落地階段滑出跑道 / 行政院飛航安全委員會編著。－台北縣新店市：飛安委員會，民 95

面； 公分

ISBN 986-00-5654-4 (平裝)

1. 航空事故 - 調查 2. 飛行安全

557.909

95012285

**飛航事故調查報告**

中華民國 93 年 10 月 18 日,復興航空公司 GE536 班機, A320-232 型機, 國籍標誌及登記號碼 B-22310, 台北/松山機場落地階段滑出跑道

編著者：行政院飛航安全委員會

出版機關：行政院飛航安全委員會

電話：(02) 8912-7388

地址：台北縣新店市 231 北新路 3 段 200 號 11 樓

網址：<http://www.asc.gov.tw>

出版年月：中華民國 95 年 7 月 (初版)

經銷處：國家書坊台視總店：台北市八德路 3 段 10 號

國家書坊網路書店：台北市瑞光路 583 巷 25 號

五南文化廣場：台中市中山路 6 號

GPN：1009501718

ISBN：986-00-5654-4

定價：新台幣 1075 元

出版品內容可至上開網址「出版品與著作」中全文下載