

飛航事故調查報告

ASC-AOR-10-08-001

中華民國 98 年 2 月 4 日

立榮航空股份有限公司 B7 652 班機

DASH 8-300 型機

國籍標誌及登記號碼 B-15239

於澎湖／馬公機場起飛滾行階段

遭遇發動機火警事故

行政院飛航安全委員會
AVIATION SAFETY COUNCIL

中華民國 99 年 8 月

本頁空白

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

中華民國飛航事故調查法第五條：

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

國際民航公約第 13 號附約第 3 章第 3.1 節規定：

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

本頁空白

摘要報告

民國 98 年 2 月 4 日，立榮航空股份有限公司（以下簡稱立榮航空）B7 652 班機，機型 Dash-8-300，國籍標誌及登記號碼 B-15239，執行由馬公機場至台南機場之定期載客任務，機上載有駕駛員 2 人、客艙組員 2 人、乘客 50 人，合計 54 人。

於當地時間約 1634 時¹，該機於馬公機場 02 跑道起飛滾行，當起飛馬力設定完成，滾行速度未達 V1 時，駕駛員聽到『碰、碰』異常聲響，檢查發動機排氣溫度指示（ITT）約 1069 度 C，駕駛艙儀表顯示左（1 號）發動機火警警告，左發動機儀表指示皆向下降，此時塔台通知航機左發動機冒煙起火，正駕駛員即將油門慢慢收回，並將航機停止於跑道上，開始執行地面緊急程序。

航機停止於 02 跑道約 5,100 呎處，立即疏散機上乘客至距航機 100 公尺上風處，1648 時由接駁車接至航站。1 名乘客表示輕微扭傷。

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、公務航空器及超輕型載具飛航事故之政府獨立機關，依據中華民國飛航事故調查法以及參考國際民航公約第 13 號附約（Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation），於事故發生後依法展開調查工作。受邀參與本次調查之機關（構）包括：交通部民用航空局（簡稱民航局）、立榮航空股份有限公司（簡稱立榮航空）、長榮航太科技股份有限公司（簡稱長榮航太）、加拿大運輸安全委員會（簡稱 TSB）及加拿大普惠公司（簡稱 PWC）。

歷 7 月餘之事實資料蒐集作業，於 98 年 9 月 11 日召開完成本事故調查事實資料報告確認會議，同時展開分析作業。綜整相關意見後，於 99 年 2 月 5 日將「

¹ 本報告之時間若無特別表示，係以當地時間（台北時間）為準，採 24 小時制。

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，匯整本調查報告草案之內容後，於 99 年 7 月 27 日經本會第 135 次委員會議審核通過，並於 99 年 8 月 17 日對外發布。

本會依據事實資料進行分析，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. 1 號發動機 1 級動力渦輪轉子葉片縮孔超限之製造瑕疵，在發動機正常運作下，從該縮孔產生疲勞裂紋，裂紋成長至殘餘結構強度無法承受負載而發生斷裂。在發動機高速運轉下失去平衡，其脫離碎片高速撞擊其它 1 級及 2 級動力渦輪轉子葉片，使動力渦輪轉子在不平衡下產生劇烈震動；轉子脫落之葉片卡於轉子與定子之間造成突然的停止，動力渦輪轉子扭力移轉致定子、軸承受損及引擎外罩變形等損害。受損引擎之燃氣與滑油混合後噴出在發動機艙燃燒，致發動機艙內之溫度過高觸發火警警報。(1.16, 2.1, 2.2, 2.3)

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. 加拿大 PWC 發動機製造廠針對 1 級動力渦輪葉片可能存在縮孔瑕疵之服務通告 SB21766，未涵蓋本事故之 A2 斷裂葉片，該公司事故發生前之 X 光檢查程序無法確實偵測所有具有瑕疵之葉片。(1.18.3, 2.4)

其他調查發現

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

1. 該機持有效登記證及適航證書，事故發生前 1 個月內之航空器維修紀錄簿，無異常登錄。(1.6)
2. 7 號軸承氣封氣孔與軸氣孔雖互相對應，卻與翻修手冊之應對正角度不符，相差 90 度。(1.6,2.5)

飛安改善建議

致加拿大運輸部

1. 要求加拿大普惠公司，應具備有效檢出 PW123 型發動機 1 級動力渦輪轉子葉片縮孔超限之程序或方法。(Require that Pratt & Whitney Canada incorporate measures to efficiently detect the shrinkage porosity which beyond maximum allowable limits of all Pratt & Whitney Canada PW123 series engines first stage power turbine rotor blades.) (ASC-ASR-10-08-001)

致交通部民用航空局

1. 督導長榮航太科技股份有限公司落實維修人員應依據維修手冊規範之程序施工。(ASC-ASR-10-08-002)

致長榮航太科技股份有限公司

1. 加強宣導並落實維修人員應依據維修手冊規範之程序施工。(ASC-ASR-10-08-003)

本頁空白

目 錄

摘要報告	I
目 錄	V
表目錄	IX
圖目錄	XI
第一章 事實資料	1
1.1 飛航經過	1
1.2 人員傷害	1
1.3 航空器損害情況	2
1.4 其他損害情況	2
1.5 人員資料	2
1.5.1 駕駛員經歷	2
1.5.1.1 正駕駛員 (CM-1)	2
1.5.1.2 副駕駛員 (CM-2)	2
1.6 航空器資料	3
1.6.1 航空器基本資料	3
1.6.2 維修紀錄	4
1.6.3 發動機拆解檢查	5
1.6.3.1 發動機原廠建議檢查項目	5
1.6.3.2 發動機拆解檢查發現	7
1.7 天氣資料	9
1.8 助、導航設施	9
1.9 通信	9
1.10 場站資料	9
1.11 飛航紀錄器	10
1.11.1 座艙語音紀錄器	10

1.11.2 飛航資料紀錄器	11
1.12 航空器殘骸與撞擊資料	12
1.12.1 1 號發動機損害	13
1.13 醫療與病理	13
1.14 火災	13
1.15 生還因素	14
1.16 測試與研究	14
1.16.1 實驗室之葉片檢查	14
1.16.2 1 級動力渦輪轉子葉片	15
1.16.3 2 級動力渦輪轉子葉片	17
1.16.4 葉片材料破壞分析	18
1.16.5 PWC 原廠檢測結果	25
1.17 組織與管理	25
1.18 其他資料	25
1.18.1 訪談資料	25
1.18.1.1 正駕駛員	25
1.18.1.2 副駕駛員	26
1.18.1.3 事務長	27
1.18.1.4 空服組員	27
1.18.1.5 機務員	28
1.18.2 飛航操作資料	28
1.18.2.1 地面緊急程序	28
1.18.2.2 客艙作業資料	29
1.18.3 發動機葉片之服務通告	30
第二章 分析	31
2.1 動力渦輪葉片失效分析	31

2.2	1 號發動機失效分析	32
2.3	1 號發動機超溫與火警分析	33
2.4	發動機維修分析	36
2.5	發動機委外維修分析	39
第三章 結論		41
3.1	與可能肇因有關之調查發現	41
3.2	與風險有關之調查發現	42
3.3	與其它發現	42
第四章 飛安改善建議		43
4.1	改善建議	43
4.2	已完成或進行中之改善措施	43
附錄一 發動機翻修工單		47
附錄二 發動機翻修手冊		49
附錄三 座艙語音紀錄器抄件		51
附件清單		55

本頁空白

表目錄

表 1.2-1	傷亡統計表.....	1
表 1.5-1	人員基本資料表.....	2
表 1.6-1	航空器基本資料.....	3
表 1.6-2	發動機基本資料.....	4
表 1.11-1	事故班機之時間同步參考資料表.....	10

本頁空白

圖目錄

圖 1.11-1	相關飛航參數繪圖.....	12
圖 1.12-1	1 號發動機尾管內發現之金屬碎片.....	13
圖 1.12-2	1 號發動機尾管前視圖.....	13
圖 1.16-1	PT2 葉盤及拆下之葉片.....	15
圖 1.16-2	PT1 葉盤及拆下之葉片.....	15
圖 1.16-3	PT1 轉子.....	15
圖 1.16-4	PT1 編號 A1,A2, A3 葉片及位置.....	15
圖 1.16-5	箭指處為葉根刮傷位置.....	16
圖 1.16-6	編號 A2 葉片斷裂面之樹枝狀特徵.....	16
圖 1.16-7	編號 A1 葉片斷裂面.....	17
圖 1.16-8	PT2 轉子.....	17
圖 1.16-9	PT2 轉子及編號 B1 至 B9 受損葉片.....	17
圖 1.16-10	PT2 葉根前緣.....	18
圖 1.16-11	PT2 葉根後緣.....	18
圖 1.16-12	PT2 葉片斷裂面.....	18
圖 1.16-13	PT1 編號 A2 葉片斷裂面.....	19
圖 1.16-14	編號 A2 葉片表面之縮孔.....	19
圖 1.16-15	裂紋成長方向.....	20
圖 1.16-16	由縮孔起源之疲勞裂紋成長情形.....	20
圖 1.16-17	連續縮孔延伸約 1/3 壁厚.....	21
圖 1.16-18	斷裂面微觀結構.....	21
圖 1.16-19	斷裂面微觀結構.....	22
圖 1.16-20	X 光檢視 PT1 轉子葉片縮孔.....	22
圖 1.16-21	X 光檢視發現 PT1 轉子葉片縮孔.....	23
圖 1.16-22	PT2 轉子葉片斷裂面.....	23

圖 1.16-23	接近斷裂面之伽瑪析出物.....	24
圖 1.16-24	微觀檢查 PT2 轉子葉片結構於 1/4 葉寬處有伽瑪析出物之溶解現象 (左圖), 在 1/2 葉寬處出現完全溶解的現象 (右圖)	24
圖 2.1-1	1 級動力渦輪轉子葉片超溫固溶情形.....	32
圖 2.2-1	1 號發動機失效之紀錄參數 (1)	33
圖 2.3-1	1 號發動機失效之相關紀錄參數 (2)	35
圖 2.3-2	1 號發動機級間渦輪機匣 (左圖), 6 號/7 號軸承 (右圖)	36
圖 2.3-3	416AR 面板外部 (左圖) 及內部 (右圖) 高溫變色情形	36

第一章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 98 年 2 月 4 日，立榮航空股份有限公司（以下簡稱立榮航空）B7 652 班機，機型 Dash-8-300，國籍標誌及登記號碼 B-15239，執行由馬公機場至台南機場之定期載客任務，機上載有駕駛員 2 人、客艙組員 2 人、乘客 50 人，合計 54 人。

於當地時間約 1634 時²，該機於馬公機場 02 跑道起飛滾行，當起飛馬力設定完成，滾行速度未達 V1 時，駕駛員聽到『碰、碰』異常聲響，檢查發動機排氣溫度指示（ITT）約 1069 度 C，駕駛艙儀表顯示左（1 號）發動機火警警告，左發動機儀表指示皆向下降，此時塔台通知航機左發動機冒煙起火，正駕駛員即將油門慢慢收回，並將航機停止於跑道上，開始執行地面緊急程序。

航機停止於 02 跑道約 5,100 呎處，立即疏散機上乘客至距航機 100 公尺上風處，1648 時由接駁車接至航站。1 名乘客表示輕微扭傷。

1.2 人員傷害

該機共搭載乘客 50 人及組員 4 人，合計 54 人。計有乘客 1 人輕傷。人員傷亡情形如表 1.2-1。

表 1.2-1 傷亡統計表

傷亡情況	駕駛員	客艙組員	乘客	其他	小計
死亡	0	0	0	0	0
重傷	0	0	0	0	0
輕傷/無傷	0/2	0/2	1/50	0	1/54
總計	2	2	50	0	54

² 本報告之時間若無特別表示，係以當地時間（台北時間）為準，採 24 小時制。

1.3 航空器損害情況

機體結構無實質損害；1 號發動機動力渦輪段損壞，詳 1.6 節及 1.16 節說明。

1.4 其他損害情況

無。

1.5 人員資料

1.5.1 駕駛員經歷

1.5.1.1 正駕駛員 (CM-1)

CM-1 為中華民國籍。民國 84 年進入立榮航空，持有中華民國民用航空民航業運輸駕駛員證書。總飛時約 13,751 小時，DASH-8 機種飛時約 11,914 小時。

CM-1 在事故發生後的酒精測試濃度為零。

1.5.1.2 副駕駛員 (CM-2)

CM-2 為中華民國籍。民國 85 年進入立榮航空，持有中華民國民用航空民航業運輸駕駛員證書。總飛時約 14,610 小時，DASH-8 機種飛時約 5,157 小時。

CM-2 在事故發生後的酒精測試濃度為零。

表 1.5-1 人員基本資料表

項目	正駕駛員	副駕駛員
性別	男	男
年齡 (歲)	46	53
進入立榮航空公司日期	民國 84 年 7 月 3 日	民國 85 年 1 月 16 日
證照種類	民航業運輸駕駛員執業證書	民航業運輸駕駛員執業證書
檢定證/到期日	民航業運輸駕駛員檢定證 DASH-8/民國 100 年 1 月 31 日	民航業運輸駕駛員檢定證 DASH-8 F/O/民國 99 年 12 月 7 日
體檢種類/到期日	甲類駕駛員體檢及格證 / 民國 98 年 7 月 31	甲類駕駛員體檢及格證 / 民國 98 年 4 月 30

總飛行時數	13,751 小時	14,610 小時
該機型總飛行時數	11,914 小時	5,157 小時
90 日內飛行時數	186 小時	164 小時
30 日內飛行時數	84 小時	56 小時
7 日內飛行時數	20 小時	17 小時
事故當日飛行時數	1 小時 45 分	1 小時 45 分
事故前休息時數	34 小時	17 小時
最近 1 次航路檢定	民國 97 年 12 月 2 日	民國 97 年 9 月 9 日
最近 1 次模擬機訓練	民國 98 年 1 月 11 日	民國 98 年 1 月 16 日

1.6 航空器資料

1.6.1 航空器基本資料

該機基本資料如表 1.6-1。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器	
國籍及登記標誌	B-15239
國籍	中華民國
所有人	立榮航空股份有限公司
使用人	立榮航空股份有限公司
國籍登記證書編號	90-822
適航證書編號	97-07-117
適航證書有效日期	民國 98 年 7 月 15 日
總飛行時數	14,071 小時 27 分
總落地次數	25,453 次
上次定期檢查種類	A09 檢查
上次定期檢查日期	民國 98 年 1 月 19 日
自上次定檢後飛行時數	65 小時 07 分
自上次定檢後落地次數	134 次
機身	
製造者	Bombardier Aerospace, Canada
製造國家	加拿大
機型	DASH-8-311
序號	571
製造日期	民國 90 年 7 月 11 日

該機裝置 2 具加拿大普惠公司 PW123 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

製造廠商	加拿大普惠公司 (Pratt & Whitney Canada, PWC)
製造國	加拿大
型別	PW123
序號	NO.1: PCE-AE0071 NO.2: PCE-123223
總使用時數／次數	NO.1: 11,819 小時／21,348 次 NO.2: 22,579 小時／43,296 次
上次檢查總類／日期	NO.1: H.S.I.／民國 97 年 12 月 30 日 NO.2: H.S.I.／民國 96 年 12 月 11 日
自上次檢查後使用時數	NO.1: 94 小時 NO.2: 1,591 小時

1.6.2 維修紀錄

序號 AE0071 發動機於民國 98 年 1 月 8 日在長榮航太科技股份有限公司 (The Evergreen Aviation Technologies, 以下簡稱 EGAT) 安裝至事故航空器之 1 號發動機位置。B-15239 於民國 98 年 1 月 19 日執行 A09 定期檢查，該發動機磁性屑片偵測器 (Magnetic Chips Detector, MCD) 檢查結果正常。

民國 95 年 2 月 23 日，由德國漢莎航空公司之發動機翻修廠 Lufthansa Aero 完成 1 號發動機事故前最後一次翻修，更換 1 級動力渦輪葉片 (附件 1)。於民國 97 年 12 月 30 日由 EGAT 完成該發動機事故前最後 1 次熱段檢查 (Hot Section Inspection, HSI) (附件 2)。於熱段檢查發現之不可用件 (un-serviceable parts)，送至荷蘭 Standard Aero 公司進行檢修，維修紀錄登錄有高壓渦輪葉片更換紀錄 (附件 3)。

1 號發動機定檢及使用資料如下：

- 翻修後使用時間／翻修後使用次數 (TSO／CSO): 4,425 小時／7,860 次；

- 總使用時間／總使用次數（TSN／CSN）：11,820 小時／21,348 次；
- 上次進廠後使用時間／上次進廠後使用次數 TSLSV／CSLSV: 94 小時／178 次。

檢視事故發生前 1 個月之航空器維修紀錄簿，無異常登錄。

1.6.3 發動機拆解檢查

事故發生後，於民國 98 年 2 月 9 日，專案調查小組赴 EGAT 執行發動機初步拆解檢查，並邀請發動機原廠（Pratt & Whitney Canada, 以下簡稱 PWC）提供拆解檢查建議及提供現場技術支援。EGAT 為經認證之 PW123 型發動機熱段檢查工廠，但並不具有該型發動機翻修能量。

PWC 原廠派駐台灣代表提供現場技術支援，同時執行該發動機最後一次翻修之 Lufthansa Aero，及執行該發動機熱段不可用件修理之 Standard Aero 均派代表提供現場技術支援。拆解檢查工作為期 2 天，檢查完畢後，EGAT 提供拆檢報告（附件 4），摘錄如下：

1.6.3.1 發動機原廠建議檢查項目

加拿大發動機原廠 PWC 為協助發動機拆解工作，建議 10 項檢查項目，摘要如下：

1. 檢查發動機外部並記錄是否有管路鬆脫或斷裂情況。

檢查結果：發現 6 號及 7 號軸承滑油壓力管、回油管及通氣管斷裂。

2. 檢視減速齒輪箱及渦輪段之磁性碎屑偵測器及滑油濾之吸附金屬屑之情況。

檢查結果：主磁性碎屑偵測器發現少量金屬屑，減速齒輪箱磁性碎屑偵測器無金屬屑發現。主滑油濾發現少量金屬屑，減速齒輪箱滑油濾無金屬屑

發現。

3. 減速齒輪箱及渦輪之滑油取樣，必要時可送實驗室進一步檢查。

檢查結果：取樣並裝瓶標示。

4. 以手轉動發動機高壓渦輪軸，低壓渦輪軸及動力渦輪軸，檢查轉子與定子構形之變異。

檢查結果：

- (1) 動力渦輪轉子：可旋轉約 240 度。
- (2) 低壓渦輪轉子：可費力旋轉。
- (3) 高壓渦輪轉子：無法轉動。

5. 循序拆解熱段，使用銀筆或黑筆標記所有靜止部位的上死點 (top dead center position)。大量拍攝照片，如受損部位其全貌及微觀情況。拆解全程紀錄所有零件的情況，注意渦輪盤 (turbine disks) 及軸承之固定螺帽是否鬆脫。保留所有拆檢時發現之碎片，以便進一步檢查。

檢查結果：詳 1.6.3.2 節。

6. 確認 7 號軸承氣封 (air seal) 前端的氣孔是否確實對正，及其正確組裝狀況。

檢查結果：其氣孔互相對應，然對正角度與翻修手冊不符，相差 90 度。

拆解檢查時，無任何證據顯示固定螺帽有鬆脫之現象，軸上亦無氣封轉動或軸承轉動造成之損傷，拆解該組件時必須使用制式液壓工具使其鬆動分解。最後一次安裝工單紀錄及發動機相關翻修手冊如附錄 1、2。

7. 確認 1 級動力渦輪軸封 (seal) 與 6 號及 7 號軸承室隔熱毯，是否有火損

之情況。

檢查結果：部份遭受火燒損傷，隔熱毯亦有經歷高溫之痕跡。

8. 記錄 2 級及 1 級動力渦輪轉子及定子情況，並保護其斷裂面。

檢查結果：詳 1.6.3.2 節。

9. 記錄低壓渦輪及高壓渦輪轉子及定子情況，並保護其斷裂面。

檢查結果：該部位未拆解，詳 1.6.3.2 節。

10. 確認所有轉子的定位墊片（spacers）都在定位且適當安裝。

檢查結果：動力渦輪及低壓渦輪之墊片都在定位且適當安裝。高壓渦輪未在 EGAT 拆檢。

1.6.3.2 發動機拆解檢查發現

1. 減速齒輪箱模組：

- 以手轉動 2 級動力渦輪轉子，該軸承可以被轉動，減速齒輪箱輸出軸承亦隨之轉動。

2. 壓縮機模組：

- 以工具驅動高壓葉輪（impeller）軸，該軸可以被轉動。
- 由進氣口接近並轉動低壓葉輪軸，該軸可被轉動；目視檢查發現，低壓葉輪與定子間有磨擦。

3. 渦輪機模組：

- 渦輪排氣管在 6 點鐘位置內側發現裂痕，該位置上並有金屬碎片散落。

- 動力渦輪所有葉片前緣及後緣均嚴重損傷，其中 10 片葉片於接近根部處斷裂，15 片葉片於葉尖 1/4 葉片長度處斷裂。
- 2 級動力渦輪之護罩嚴重變形。
- 所有 2 級動力渦輪定子葉片前緣、後緣及表面均受到嚴重損害。
- 1 級動力渦輪之護罩與 1 級葉片磨擦受損變形。
- 所有 1 級動力渦輪葉片前緣及後緣均受損傷，其中 3 片葉片自根部處斷裂，9 片葉片於葉尖 1/4 葉片長度處斷裂。
- 1 級動力渦輪定子葉片其中 8 片表面發現裂紋，3 片後緣發現小缺口；隔熱毯之固定螺桿斷裂。
- 渦輪間之外殼前凸緣與低壓渦輪葉片後緣平台 (platform) 有磨擦痕跡。
- 6 號及 7 號軸承室之固定螺桿斷裂，軸承室之軸封外露並與低壓渦輪盤磨擦。軸承室有滑油歷經高溫的碳化物 (coke) 殘留。
- 7 號軸承，序號 BB0045836，有滑油歷經高溫的碳化物殘留。目視檢查，軸承外觀完整。
- 7 號軸承螺帽有滑油歷經高溫的碳化物殘留。
- 6 號軸承，序號 FCN159241，有滑油歷經高溫的碳化物殘留；目視檢查，軸承外觀完整。
- 低壓渦輪轉子葉片後緣與定子間有磨擦痕跡，1 片葉片後緣末端缺角，3 片葉片後緣發現些微損傷；低壓渦輪輪盤與 6 號及 7 號軸承室軸封有磨擦痕跡；低壓渦輪轉子葉片後緣平台有磨擦損傷；其中一平台之邊緣脫落。

- 低壓渦輪定子葉片前緣無明顯損傷，固定鉚釘斷落。
- 低壓渦輪封圈組件無損傷，低壓渦輪護罩與低壓渦輪轉子葉尖有磨擦痕跡。
- 低壓渦輪葉尖間隙量測，在 6 點鐘位置為 0.95 吋，在 12 點鐘位置為 0.98 吋，在 9 點鐘位置為 0.97 吋，在 3 點鐘位置為 0.95 吋。
- 高壓渦輪葉尖間隙量測，在 6 點鐘位置為 0.52 吋，在 12 點鐘位置為 0.60 吋，在 9 點鐘位置為 0.52 吋，在 3 點鐘位置為 0.52 吋。

專案調查小組現場檢視後拆下 2 級動力渦輪，1 級動力渦輪及低壓渦輪，於飛安會實驗室作初步微觀檢視，再送 PWC 原廠實驗室進一步檢查。

發動機其他部分由立榮送至授權之修理廠維修，專案調查小組要求修理單位須做損壞評估，修理時若發現任何不正常，必須確實記錄相關事實資料。

1.7 天氣資料

與本次事故無關。

1.8 助、導航設施

與本次事故無關。

1.9 通信

與本次事故無關。

1.10 場站資料

依據臺北飛航情報區飛航指南，馬公機場位於澎湖縣馬公市東北方 10.2 哩處，機場參考點位於 233407N/1193742E，具 02/20 水泥混凝土跑道一條，長 3,000 公尺，寬 45 公尺；機場消防等級為 7 級。

1.11 飛航紀錄器

1.11.1 座艙語音紀錄器

該機裝置固態式座艙語音紀錄器 (Solid-State Cockpit Voice Recorder, SSCVR)，製造商為 AlliedSignal 公司，件號及序號分別為 980-6020-001 及 1620。該具座艙語音紀錄器包含 4 軌錄音，聲源分別來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風、座艙區域麥克風及廣播系統麥克風。

該座艙語音紀錄器下載情形正常，記錄品質良好，語音資料共 30 分 23 秒，涵蓋該機開俾、後推、滑行、放棄起飛及關俾等過程，自該機與塔台聯繫時間 1632:13.9 時始至記錄終止時間 1635:33.7 時止，共 3 分鐘 19.8 秒之 CVR 抄件內容詳附錄³。

該機之時間系統係以馬公塔台錄音抄件時間為基準，馬公塔台錄音抄件與 CVR 抄件以 1633:59.0 時為同步基準；經比對 CVR 發話時間與 FDR 記錄之無線電按鍵 (VHF Key) 參數後獲得 CVR 及 FDR 間時間同步，詳表 1.11-1。

表 1.11-1 事故班機之時間同步參考資料表

CVR 時間 (hhmm:ss)	CVR 通話 時間 (sec)	FDR SRN (sec)	VHF KEY 持續 時間 (sec)	CVR 抄件內容
1633:59.0	2.4	97,219	2	magong tower glory six five two stop on runway
1634:08.1	2.4	97,228	2	嗯 六五兩 停在跑道上
1634:18.0	1.1	97,238	1	okay correct copy

³ 馬公塔台記錄時間為「UTC 時間」，經同步後加 8 小時為台北時間。

1.11.2 飛航資料紀錄器

該機裝置固態式飛航資料紀錄器 (Solid-State Flight Data Recorder, SSFDR)，製造商為 AlliedSignal 公司，件號為 980-4700-001，序號為 1684，具 25 小時記錄能力。

事故發生後，專案調查小組依據 Bombardier 原廠技術文件，解讀該型紀錄器記錄參數約 120 項，相關參數解讀數據及飛航參數變化情形。

該型飛航資料紀錄器符合 ICAO ANNEX 6 TYPE I 規定，滿足 32 項必要參數紀錄，發現如下：

1. 與本案有關參數:發動機排氣溫度 (ITT)、發動機轉速 (NH/NL、Prop RPM)、發動機扭力 (Toque)、空速、訊號狀態 (Master Warning、Prop Feather、Low HYD Press) 及無線電按鍵 (VHF Key)，詳圖 1.11-1。
2. 1633:26 時，該機進入 02 跑道，1 號/2 號發動機參數分別為 ITT#L 523 度 C、ITT#R 508 度 C；NL#L 60.1 %RPM、NL#R 59.7 %RPM；NH#L 76.1 %RPM、NH#R 77.6 %RPM；PropRPM # L 795、PropRPM # R 788；Torque # L 45%、Torque # R 63%。1 秒後，2 具發動機開始增加轉速及馬力
3. 1633:41 時，該機空速達 60 浬/時，1 號/2 號發動機參數分別為 ITT#L 637 度 C、ITT#R 618 度 C；NL#L 93.1 %RPM、NL#R 92.6 %RPM；NH#L 95.2 %RPM、NH#R 95.2 %RPM；PropRPM # L 1,206、PropRPM # R 1,206；Torque # L 64.4%、Torque # R 68.9%。
4. 1633:42 至 1634:38 1 號發動機 ITT 溫度高於 680 度 C (發動機超溫)；空速變化由 64 浬/時至 96 浬/時 (8 秒後) 又低於 40 浬/時 (43 秒後)。此時，1 號/2 號發動機參數分別為 ITT#L 682 度 C、ITT#R 661 度 C；NL#L 94.7 %RPM、NL#R 94.0 %RPM；NH#L 96.3 %RPM、NH#R 96.3 %RPM；PropRPM # L 1,212、PropRPM # R 1,208；Torque # L 73.9%、Torque # R 77.5%。

5. 1633:52 時，空速為 92 浬／時，1 號發動機 Torque 為 0% 且持續至 1635:35 (SSFDR 停止記錄)；1633:56 時，1 號發動機 ITT 最高達 1,126 度 C。
6. 1634:21 時至 SSFDR 停止記錄期間，主警告 (Master Warning) 作動；1634:33 時至 1634:38 時 1 號發動機「Feather」作動。
7. 1634:35 時 1 號發動機低液壓「Low HYD Press」警告於停止記錄；1635:06 時 2 號發動機低液壓「Low HYD Press」警告停止記錄。

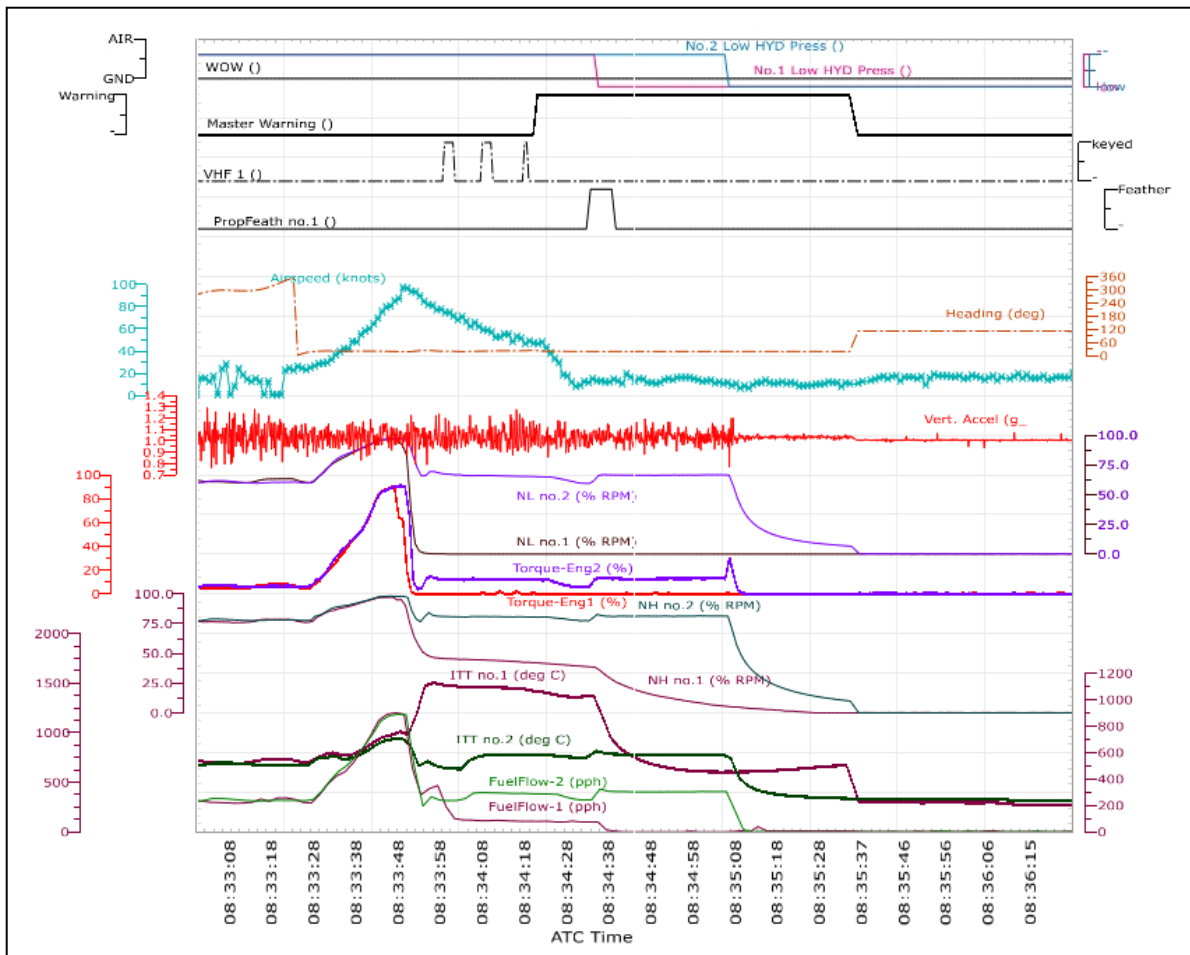


圖 1.11-1 相關飛航參數繪圖

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

除 1 號發動機火災損害外，航空器無其他損害。

1.12.1 1 號發動機損害

該發動機滑油大量洩漏，發動機室底部仍殘存洩漏之滑油；滑油量檢查視窗顯示滑油液面在最底線位置；6 號及 7 號軸承滑油管斷裂；發動機尾管金屬碎片遺留如圖 1.12-1。

內視鏡檢查發動機內部，發現高壓渦輪（high pressure turbine，HP）葉片與護罩（shroud）磨擦，低壓渦輪（low pressure turbine，LP）轉子葉片受損，動力渦輪（power turbine, PT）定子葉片受損，1 級動力渦輪（1st stage power turbine，PT1）轉子葉片受損（附件 5）。該發動機於民國 98 年 2 月 6 日拆下後，檢查 2 級動力渦輪(2nd stage power turbine，PT2)轉子葉片，發現甚多葉片受損，詳圖 1.12-2。



圖 1.12-1 1 號發動機尾管內發現之金屬碎片

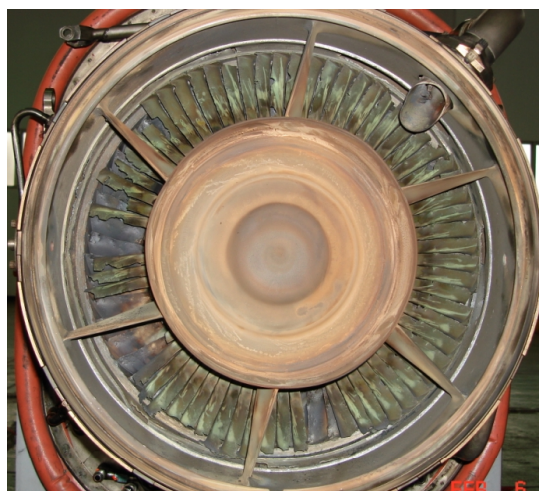


圖 1.12-2 1 號發動機尾管前視圖

1.3 醫療與病理

與本次事故無關。

1.14 火災

該機於馬公機場 02 跑道起飛滾行期間，駕駛員聽到『碰、碰』異常聲響，駕

駛艙儀表顯示左（1 號）發動機火警警告，此時塔台通知航機左發動機冒煙起火，正駕駛員立即收油門，並將航機停止於跑道上，並執行地面緊急程序。

馬公塔台值班管制員發現 1 號發動機冒煙起火，隨即按下失事警鈴，並通知各軍、民單位跑道關閉及報告塔台長。馬公航空站消防班電話獲知該機 1 號發動機冒煙放棄起飛並停於跑道上，隨即出動 3,000 加崙泡沫消防車 3 輛、1,500 加崙泡沫消防車 1 輛及救助器材車（備有照明及搶救裝備）1 輛；空軍馬公基地出動 1,500 加崙泡沫消防車 2 輛。第 1 輛消防車約於接獲失事警鈴後 1 分鐘抵達事故現場。

消防車抵達現場時左發動機起火已熄滅，消防車未噴水及泡沫，於事故現場警戒約 4 分鐘後，留置 1 輛繼續警戒，其餘車輛返回。

1.5 生還因素

馬公航空站航務組組長及場面席亦於接獲事故通知後抵達現場，協助疏散該機乘客，1648 時由接駁車接至航站，1 名乘客輕微扭傷，確認乘客人數及無危險物品。

1.16 測試與研究

1.16.1 實驗室之葉片檢查

專案調查小組於 EGAT 執行 1 號發動機高壓渦輪拆解檢查後，確認其 1 級及 2 級動力渦輪葉片斷裂脫離。依據拆解檢查結果，將 1 級及 2 級動力渦輪轉子及葉片（詳圖 1.16-1，1.16-2）送往加拿大原廠 PWC 實驗室，進行詳細檢查。依據國際合作調查模式請加拿大運輸安全委員會（TSB）協助，請其派遣調查員監督加拿大 PWC 原廠之實驗室檢查工作。

民國 98 年 4 月 2 日，於 TSB 授權代表監督下，PWC 展開 1 級及 2 級動力渦輪葉片實驗室檢查工作。圖 1.16-1 及圖 1.16-2 為動力渦輪葉盤及葉片送抵 PWC

的情況，其中，12 片葉片已拆下（送往 PWC 之前，飛安會先行拆下檢視）。拆下的葉片被分開保護在證物袋內。民國 98 年 6 月 2 日，本會收到 PWC 的發動機葉片檢查報告（詳附件 6），摘錄 PWC 報告中文翻譯如下：



圖 1.16-1 PT2 葉盤及拆下之葉片



圖 1.16-2 PT1 葉盤及拆下之葉片

1.16.2 1 級動力渦輪轉子葉片

檢視 1 級動力渦輪轉子葉片，發現大部分葉片呈現多處撞擊傷害特徵（圖 1.16-3），其中有 3 個葉片與其它葉片不同，其斷裂位置離葉根約 0.25 吋。將這 3 葉片從葉盤上拆下後，分別標示為編號⁴A1、A2 及 A3，其相對位置如圖 1.16-4

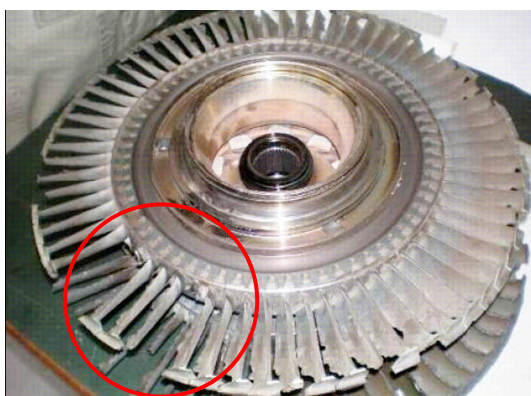


圖 1.16-3 PT1 轉子



圖 1.16-4 PT1 編號 A1,A2, A3 葉片及位置

⁴ 飛安會拆下 PT1 葉片時賦予編號原為 1-12，拆下之 PT2 葉片編號亦為 1-12。為易於閱讀，拆下 PT1 葉片之編號於本報告中標示為 A1-A12，PT2 葉片於本報告中標示為 B1-B12。

檢視 1 級動力渦輪葉根，其前緣及後緣均有刮傷痕跡，前緣磨擦損傷最嚴重的位置在葉片編號 A1、A2 及 A3 下方。圖 1.16-5 為 3 具斷裂葉根之磨擦損害。前面及後面的氣封都有刮傷，其位置恰於 3 具斷裂葉片及其對面。檢視結果未發現葉片位移現象。

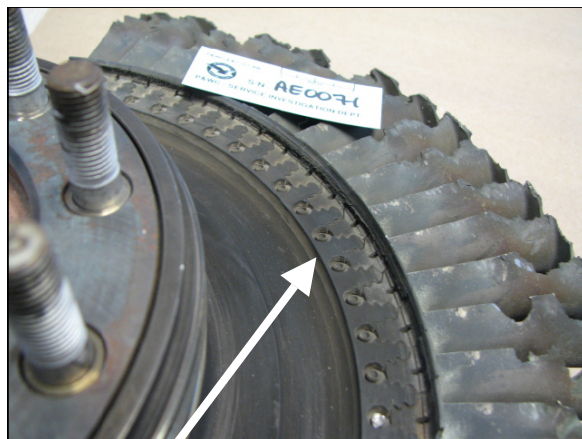


圖 1.16-5 箭指處為葉根刮傷位置

使用實體顯微鏡檢視 3 具斷裂葉片，觀察編號 A2 號葉片斷裂面，部分區域表面平坦，如圖 1.16-6 圓圈及箭頭所示，發現一樹枝狀 (dendritic) 特徵。編號 A1 號及 A3 號之葉片表面並未發現平坦及樹枝狀特徵，如圖 1.16-7 所示。1 級動力渦輪轉子葉片後續送到 PWC 材料實驗室做進一步的檢驗 (詳 1.16.4 節)。這些斷裂葉片的序號無法辨識。

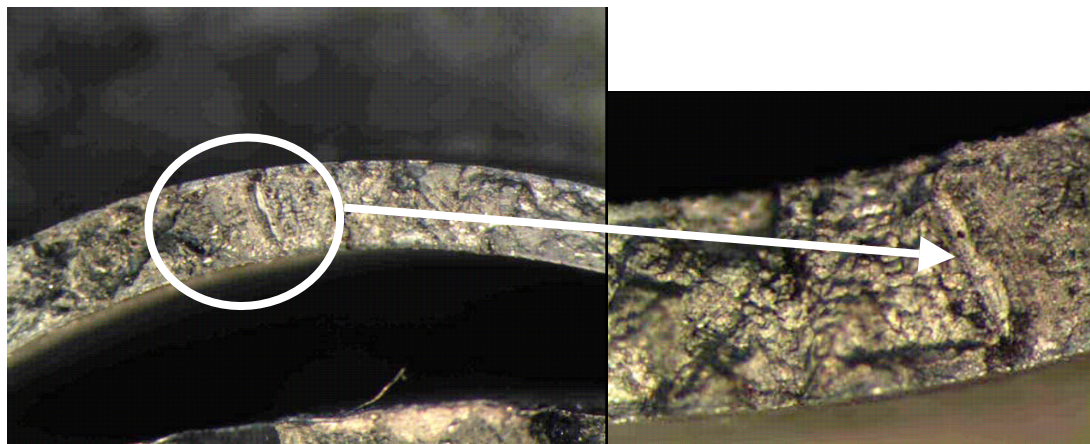


圖 1.16-6 編號 A2 葉片斷裂面之樹枝狀特徵



圖 1.16-7 編號 A1 葉片斷裂面

1.16.3 2 級動力渦輪轉子葉片

檢視 2 級動力渦輪轉子葉片，發現 9 片葉片在離葉根約 0.5 吋處斷裂。其他的葉片均出現多處撞擊損害，如圖 1.16-8，受損葉片分別編號為 B1 至 B9，如圖 1.16-9。



圖 1.16-8 PT2 轉子



圖 1.16-9 PT2 轉子及編號 B1 至 B9 受損葉片

葉根前緣出現磨擦破裂損害，如圖 1.16-10。葉根後緣磨擦相較於前緣損害較輕，如圖 1.16-11。未發現葉片位移。這些葉片送至 PWC 材料實驗室做進一步的分析（詳 1.16.4 節）



圖 1.16-10 PT2 葉根前緣



圖 1.16-11 PT2 葉根後緣

以實體顯微鏡檢視編號 B1 至 B9 葉片，其斷裂面均呈現粗糙、粒狀表面，無平坦區域，詳圖 1.16-12。



圖 1.16-12 PT2 葉片斷裂面

1.16.4 葉片材料破壞分析

編號 A2 號葉片斷裂面，呈現粗糙及粒狀現象，係為承受張力之強制斷裂特徵。該葉片上表面低壓區顯現一較平坦及平滑的表面，如圖 1.16-13 紅色方框所示。



圖 1.16-13 PT1 編號 A2 葉片斷裂面

使用掃描式電子顯微鏡（Scanning Electron Microscope，以下簡稱 SEM）觀察圖 1.16-13 紅色方框之斷裂面，結果如圖 1.16-14 所示，斷裂面呈現縮孔⁵（shrinkage porosity）特徵，圖上雙虛線箭頭位置為縱剖面檢視之處。

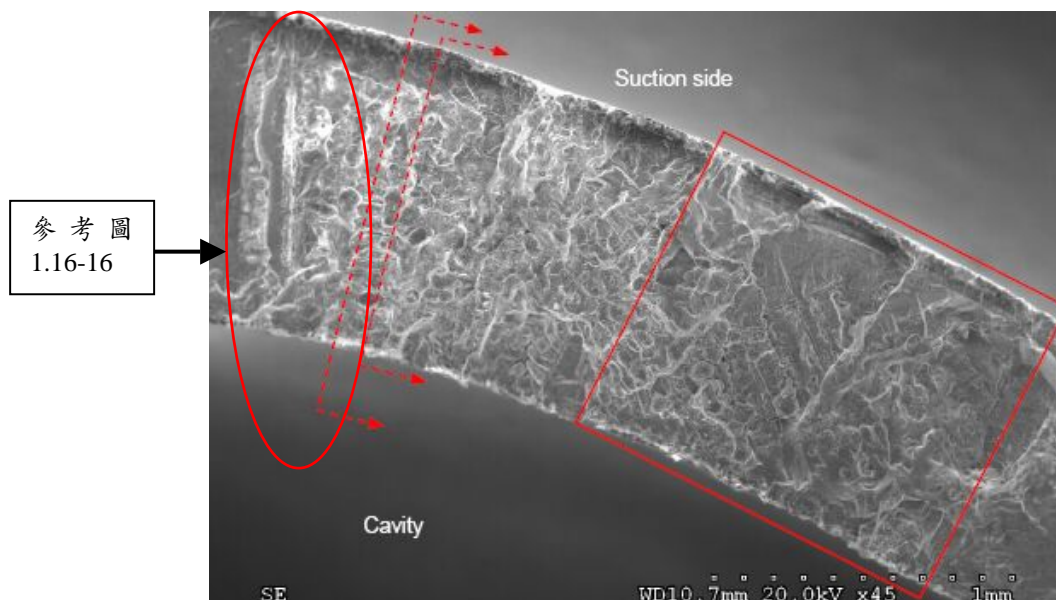


圖 1.16-14 編號 A2 葉片表面之縮孔

⁵ 縮孔：俗稱砂眼，係鑄造過程中於製件中遺留氣泡，造成應力集中現象使疲勞裂紋沿著縮孔旁邊的晶粒與鋁基體的界面萌生裂紋。

圖 1.16-14 縮孔的放大照片如圖 1.16-15，呈現出一相對平坦的表面，可認為疲勞裂紋成長現象。圖 1.16-15 箭頭所指為裂紋成長的方向。

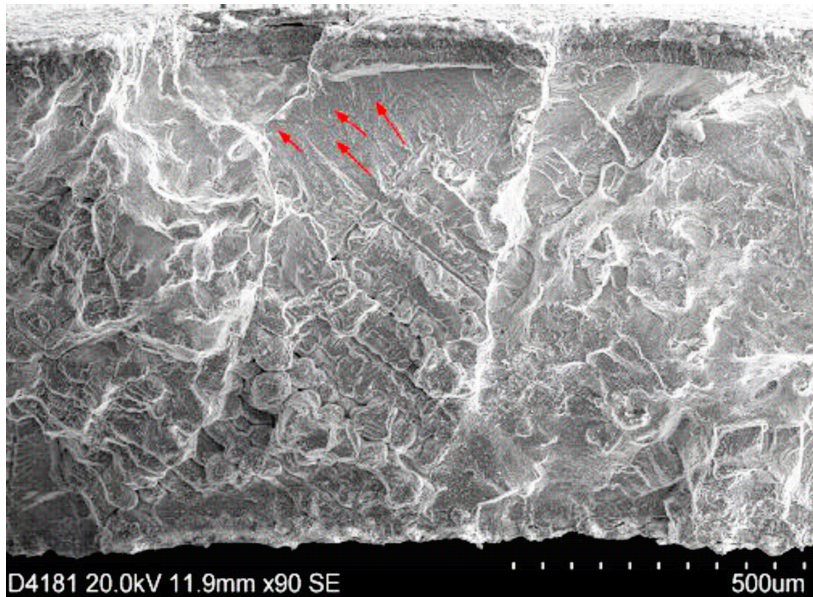


圖 1.16-15 裂紋成長方向

圖 1.16-14 縮孔末端（紅色橢圓圈處）之 SEM 觀察，顯示起源於縮孔之疲勞裂紋成長情形，如圖 1.16-16 所示。

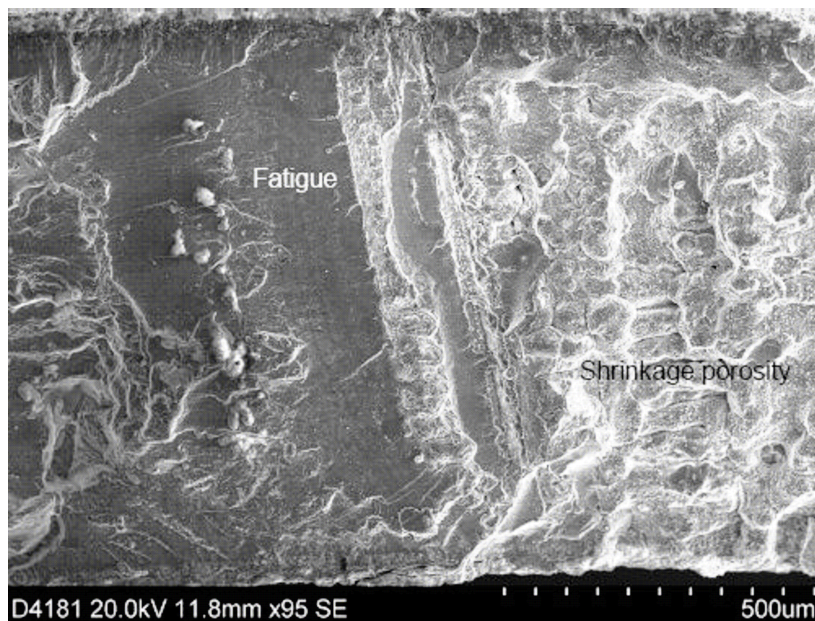


圖 1.16-16 由縮孔起源之疲勞裂紋成長情形

圖 1.16-17 樹枝狀區域縱剖面之金相照片，在斷裂面可見突起物（左圖），進一步打磨樣本，在新斷裂表面發現連續縮孔，延伸約 1/3 壁厚，如圖 1.16-17 右圖圓圈所示。

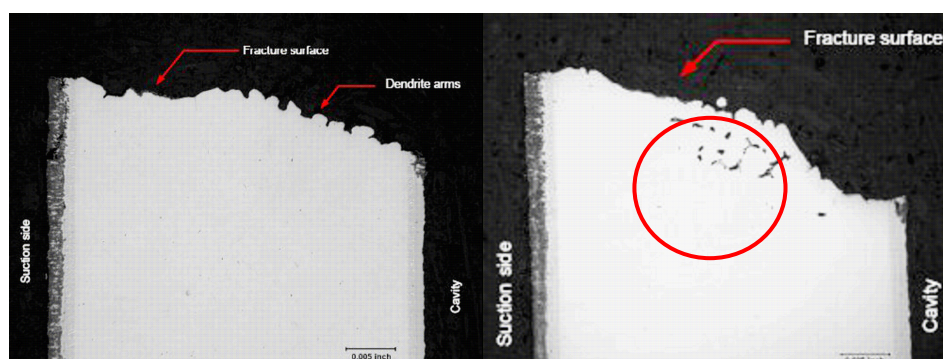


圖 1.16-17 連續縮孔延伸約 1/3 壁厚

斷裂面的微觀結構（microstructure）之 SEM 檢視，呈現伽瑪析出物（Gamma prime precipitates）⁶，顯示此結構並未因受到高溫而改變其合金強度，如圖 1.16-18

。

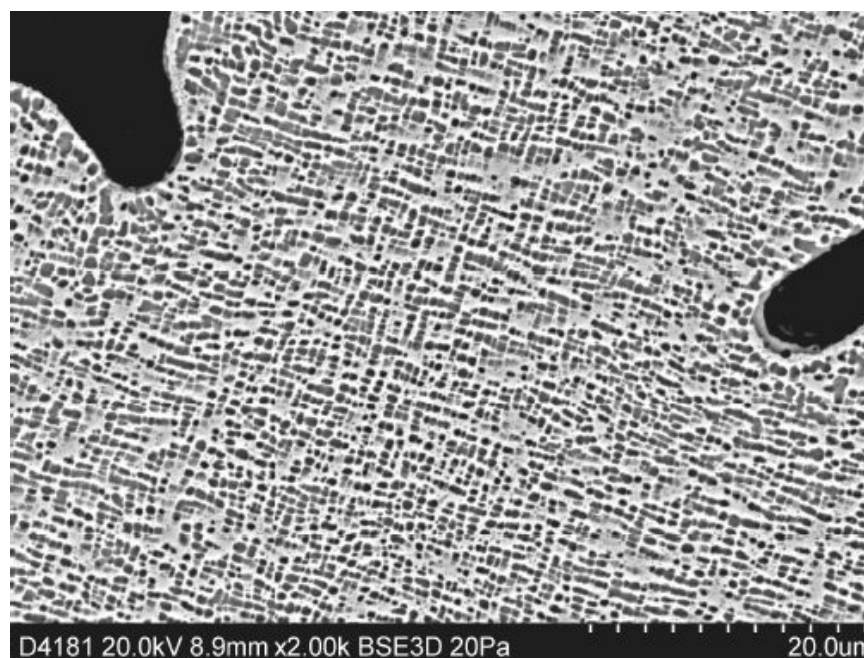


圖 1.16-18 斷裂面微觀結構

⁶ 伽瑪析出物之主要用途為強化鎳合金強度，此種析出物組成成份包括鋁（Al）、鈦（Ti）、鉭（Ta）等。

選擇受損最少之 1 級動力渦輪轉子葉片微觀檢查其結構的狀況，結果約於葉片底座表面 1/3 葉寬 (check) 處出現伽瑪析出物之溶解 (solutioning) 的現象，在 2/3 葉寬處出現更多的溶解，如圖 1.16-19 所示。

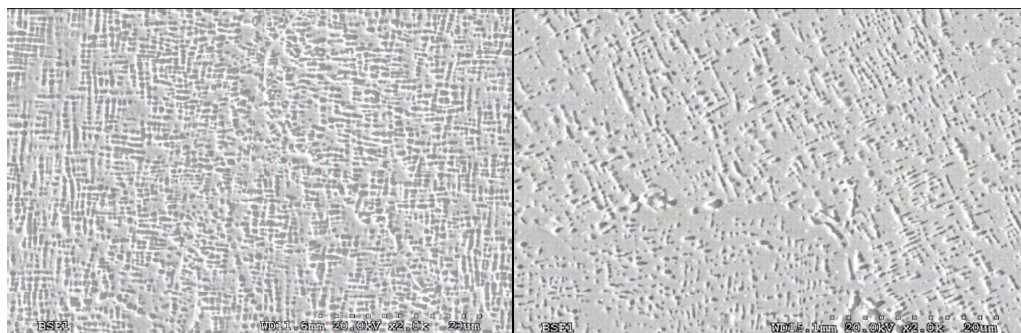


圖 1.16-19 斷裂面微觀結構

以 X 光檢視 1 級動力渦輪轉子葉片，其中 1 片序號 HMM59880 之葉片出現線狀紋 (linear indication)，該區域大約是 0.025 吋 (長) × 0.005 吋 (寬)，如圖 1.16-20。以顯微照相進一步檢視此處縱剖面，發現一縮孔，縮孔大小超過壁厚的一半，並向內延伸至葉片中心孔洞，如圖 1.16-21。

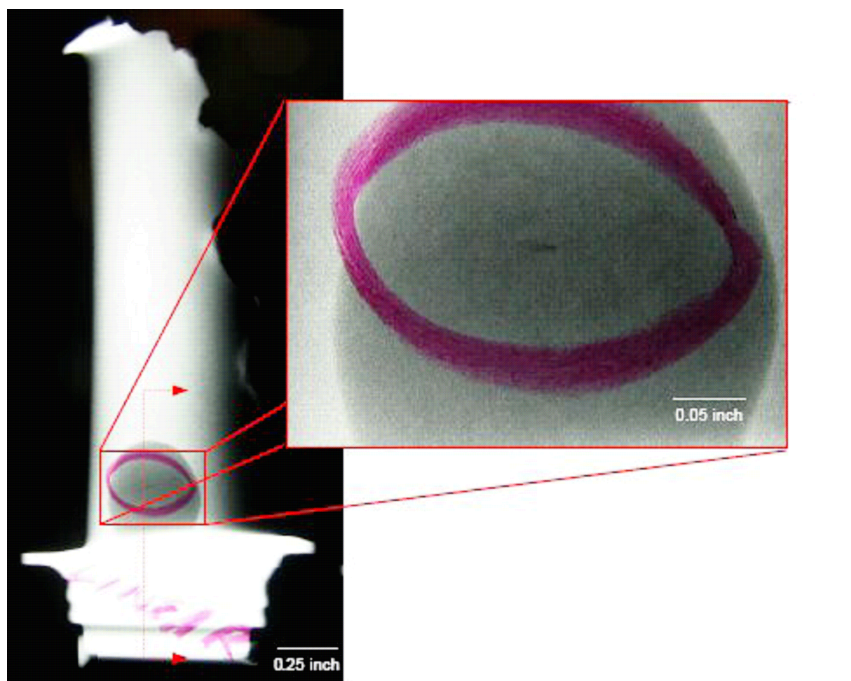


圖 1.16-20 X 光檢視 PT1 轉子葉片縮孔

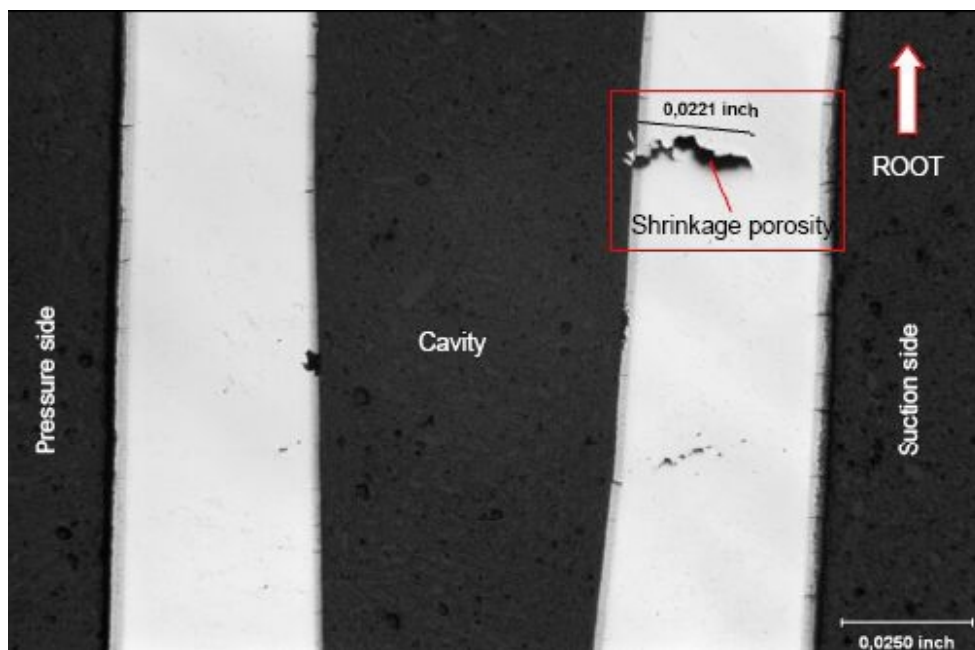


圖 1.16-21 X光檢視發現 PT1 轉子葉片縮孔

檢視 2 級動力渦輪轉子葉片斷裂面，呈現粗糙粒狀現象，此為受張力強制斷裂之特徵，並未發現疲勞現象，如圖 1.16-22。

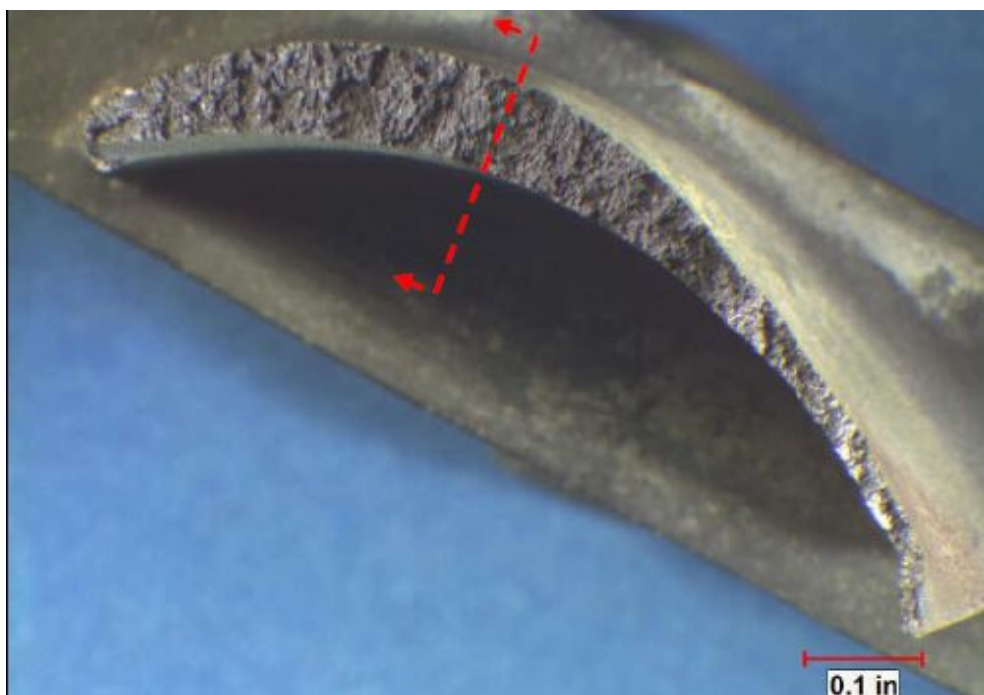


圖 1.16-22 PT2 轉子葉片斷裂面

根據圖 1.16-22 紅色虛線箭頭方向，檢視該葉片的縱切面，在接近斷裂面處呈現伽瑪析出物，如圖 1.16-23 所示。

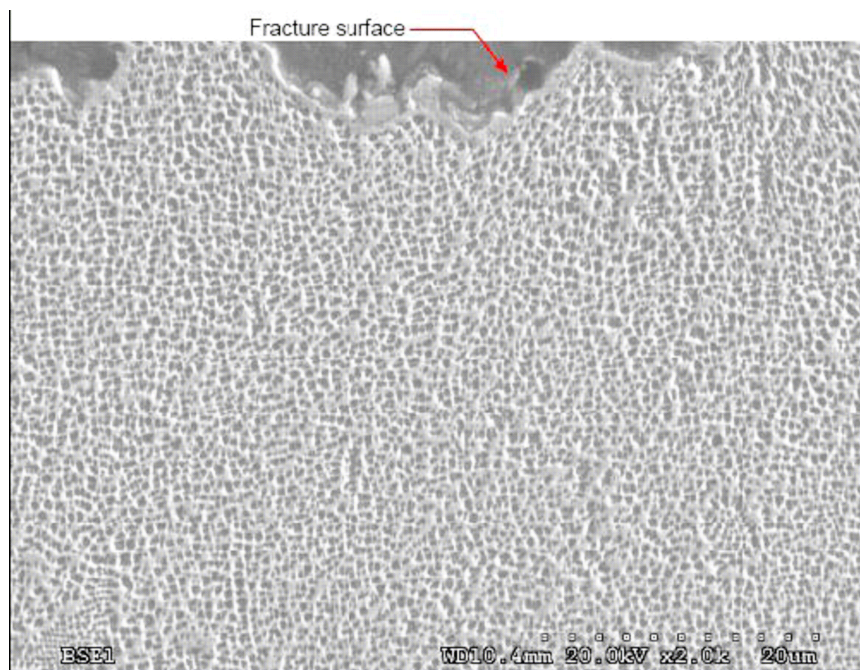


圖 1.16-23 接近斷裂面之伽瑪析出物

選擇受損最少之 2 級動力渦輪轉子葉片微觀檢查其結構狀況，結果在葉片底座表面 1/4 葉寬 (check) 處有伽瑪析出物之溶解現象，在 1/2 葉寬處出現完全溶解的現象，如圖 1.16-24 所示。

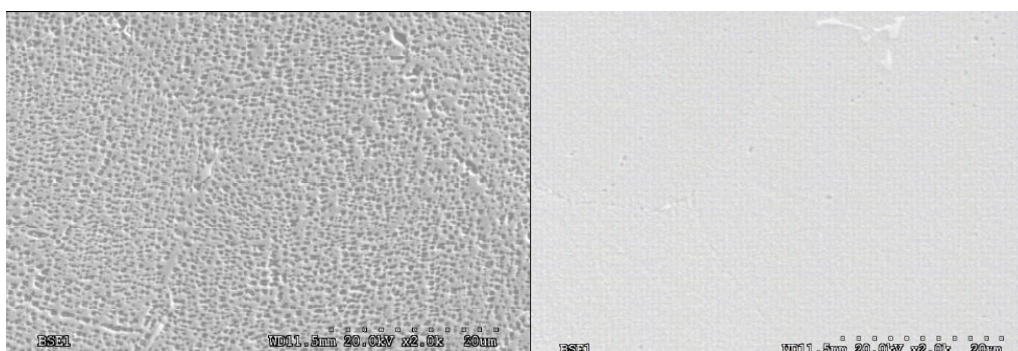


圖 1.16-24 微觀檢查 PT2 轉子葉片結構於 1/4 葉寬處有伽瑪析出物之溶解現象 (左圖)，在 1/2 葉寬處出現完全溶解的現象 (右圖)

1.16.5 PWC 原廠檢測結果

編號 A2 葉片縮孔為疲勞裂紋起始點，裂紋成長至剩餘結構強度無法承受負載使葉片斷裂，其它 1 級及 2 級動力渦輪葉片之損害均為 A2 葉片斷裂後所造成。基於檢視葉片斷裂面與靠近斷裂面表面之微觀結構仍完整的事實，1 級及 2 級葉片伽瑪析出物（Gamma prime）溶解應非導致事故主因，摘錄 PWC 測試報告原文如下：『*The reason for the engine distress was due to the fracture of one PT1 blade. The fracture of the PT1 blade was due to fatigue cracking initiating from shrinkage porosity. The damage to the other PT1 and PT2 blades as well as the rest of the engine hot section was secondary to the PT1 blade fracture. The evidence of Gamma prime solutioning observed on the PT1 and PT2 blades is considered secondary based on the fact that the microstructure of the fractured blades, near the fracture surface, was intact.*』。

1.17 組織與管理

無相關議題。

1.18 其他資料

1.18.1 訪談資料

1.18.1.1 正駕駛員

事故經過敘述

航機約於 1634 時開始加速滾行起飛，當起飛馬力已設定，自動順槳（auto feather）的燈亮起後，聽到類似在模擬機中發動機失效時的『碰』一聲，查看儀表，發現左側發動機儀表指示都向下降，研判 1 號發動機失效，即將油門慢慢收回。此時塔台通知飛機有冒煙起火，亦看到 ITT 指示已超過 1,000 度。因看到 T handle 亮起，即下令『stop』，要副駕駛員通知塔台航機將停於跑道上，並開始執

行 ON GROUND EMERGENCIES 緊急程序，包括關俾及滅火。

過程中客艙組員曾電話通知狀況，接起後無時間回應，作完程序後即廣播緊急疏散乘客，有 1 名乘客表示輕微扭傷。

地面緊急程序

地面緊急程序為 Stop ; Parking Brake Set ; Power Levers Idle ; Condition Levers Fuel Off ; Pull Fuel Off Handle (affected engine) Pull ; Tank Aux Pumps Off ; 若發動機起火，先擊發 Fwd bottle 滅火瓶，若火警燈號仍未熄滅，再擊發 Aft bottle，由於航機停於地上，就直接將 2 具滅火瓶皆擊發。

接著循序執行 Evacuation ; Emergency Lights On ; Seatbelt Sign Off ; PA Evacuation ; AC/DC Ext Power Off ; CVR CB Open 等程序。

1.18.1.2 副駕駛員

事故經過敘述

起飛時，自動順槳警示燈亮，起飛馬力已設定，感覺有問題，此時 AC/DC 警告燈亮，發現 1 號發動機有失效的現象，ITT 超過 800 度 C，便呼叫『Stop』，並告知塔台『stop on the runway』。塔台亦告知左翼冒煙，但不記得是否有提到失火。此時看到 T handle 亮起，便呼叫『火警』，正駕駛員即開始反應，副駕駛員即拿出檢查表作動作。

當航機慢慢減速時，副駕駛員再次呼叫『stop on runway』，看到正駕駛員擊發滅火瓶，關斷油門後，即帶手電筒及滅火瓶至客艙查看，看到空服員及旅客在客艙最後段，即叫其趕快疏散，又看到機外 2 號發動機後面有旅客，即由 L1 門下機，由機前方繞至機身右方，帶領旅客至機鼻左前 45 度上風處。下機後 1 號發動機已沒有冒煙了。

1.18.1.3 事務長

事故經過敘述

該航班原訂 1630 時起飛，乘客登機後，宣達手機關機，同時關閉艙門。航機滾行加速不到 1 分鐘，聽到『碰、碰』2 聲，此時 C3 組員用機內電話 (interphone) 通知引擎冒火，使用機內電話通知駕駛員，駕駛員有接聽但沒有回應，此時飛機亦開始減速。C3 再次通知，即聽到駕駛員下令緊急疏散，當時航機已停止，便打開 L1 艙門，C3 打開 R2 艙門，在艙門邊以吼叫的方式要乘客解開安全帶，不要帶行李，儘速離機。大部份乘客自 L1 艙門離機，少部份人從 R2 艙門離機，待所有乘客皆離機後，即攜帶手電筒及麥克風離機，將乘客帶至航機前方 100 公尺上風處聚集。

疏散過程約 30 秒左右完成，清點乘客人數為 48 人加上 2 名嬰兒，有 1 名乘客表示扭到腳，到馬公醫務事初步處理後，表示到台南再就醫。

1648 時航站接駁車至聚集位置將旅客送至航站大廳。

1.18.1.4 空服組員

事故經過敘述

事故當日自 1330 時開始執勤，此為第 4 趟飛行，坐於 C3 門位置。航機起飛滾行加速時，聽到『碰、碰』2 聲，感覺飛機開始減速，並聞到燒焦味。由於看到左側發動機有冒火，故通知學長『L side engine 冒火』，學長則通知教官，教官有接聽但無回應，等了 2-3 秒，就直接 call emergency。此時接獲緊急疏散指示，檢視飛機停妥，螺旋槳已停，就把 R2 艙門打開，同時請第 11 排乘客先站著擋住後面的乘客，艙門開後指引乘客疏散到上風處，等乘客走完，檢查確認沒有乘客留於機內後，攜帶手電筒及醫藥箱自 R2 艙門跳離飛機。

組員下機順序為副駕駛員先下，事務長由 L1 艙門下，C3 由 R2 艙門下，機

長最後下機。下機後清點人數，並詢問是否有乘客須要協助。

C3 表示，火勢是由發動機尾管冒出，其他部份沒有看到火，約 3-4 秒就沒了。

1.18.1.5 機務員

事故後，專案調查小組於民國 98 年 2 月 9 日赴 EGAT 執行發動機初步拆解檢查，發現 7 號軸承氣封 (air seal) 氣孔與壓環氣孔雖互相對應，然對正方式與翻修手冊不符，相差 90 度。該次施工紀錄詳附錄 1，該型發動機翻修手冊對前項作業程序說明內容詳附錄 2。

1.18.2 飛航操作資料

1.18.2.1 地面緊急程序

根據該公司 DASH-8-300 檢查表，地面緊急程序內容為：

ON GROUND EMERGENCIES	
• Emerg Brake	On
• Power Levers	Flight Idle
• Condition Levers	Fuel Off
• Pull Fuel Off Handle (affected engine).....	Pull
• Tank Aux Pumps 1 and 2	Off
IF FIRE:	
• Extg switch (affected engine)	Fwd Btl
--Wait up to 30 secs, if fire persists:	
• Extg switch (affected engine).....	Aft Btl
IF Evacuation:	
• Emergency Lights	On
• Fasten Belts	Off
• Evacuate	as req'd
• AC/DC Ext Pwr/APU	Off
• Battery Master	Off
• CVR C/B	Open

1.18.2.2 客艙作業資料

根據該公司客艙組員作業手冊，摘錄客艙緊急狀況逃生程序如下：

1.7.2 緊急陸上/水上逃生

B. 陸上迫降

CREW	DUTY
機長	<p>Take the following actions once a decision to evacuate has been made:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Announce on PA in a loud voice “EVAC, EVAC, EVAC”. 2. Take emergency equipment. 3. If possible, proceed to the center of the main cabin and take charge of the evacuation. Confirm with the chief purser that all cockpit crew has evacuated or need assistance. 4. Stay in the main cabin as long as possible to verify that all passengers have been evacuated. If necessary return with purser and sufficient able-bodied men to evacuate cockpit crew. 5. Leave the aircraft and take charge at the safe area away from the aircraft.
副機長	<ol style="list-style-type: none"> 1. Take emergency equipment. 2. Leave the aircraft using any suitable exit. 3. Supervise evacuation from the outside. 4. Evacuate passengers to a safe area .
觀察員	<ol style="list-style-type: none"> 1. Follow the captain’s instructions. 2. If possible, proceed to the forward galley (R-side)of main deck and assist in evacuation. 3. Verify that all passengers in your area have been evacuated.4.Evacuate passengers to a safe area away from the aircraft.
帶班人員	<p>當機長未給予逃生指示時，先檢查駕駛艙（如為飛行員失能，須尋求協助者幫忙其離機）或採取必要之程序：</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 下達逃生指示“EVAC、EVAC、EVAC” 2. 開啓逃生門（若前方無組員可開啓 R1 door，必要時可下令乘客協助開啓 R 1door） 3. 指引乘客迅速離機。 4. 離機前檢查駕駛艙／如為飛行員失能，則尋求協助者幫忙其離機。 5. 確定所有乘客離後，迅速離開。 6. 帶領乘客至上風處安全區域逃生。
負責開門的客艙組員	<p>開門前： 請 3 位自願協助者先行離機，於逃生梯旁協助乘客逃生</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 開啓逃生門出口。 2. 指引乘客迅速離機。 3. 確定所有乘客離開後，迅速離開。 4. 帶領乘客至上風安全區域逃生。

1.7.7 離機後程序

(1). 聚集乘客至安全的地方。(Gather all passengers to safe location.)

(2). 清點乘客及組員人數, 報告機長並清點人數。(Count passengers and crew number.)

(3). 展開急救。(Administer first aid in need.)

1.18.3 發動機葉片之服務通告

2008年3月13日, PWC發動機製造廠發出服務通告(編號SB 21766), 詳附件7。通告標題為「TURBOPROP ENGINE FIRST STAGE POWER TURBINE BLADE – INSPECTION OF」。該通告指出, 某些1級動力渦輪轉子葉片有縮孔超限情況, 並列出受影響之發動機/葉片序號, 建議視情況重新設定受影響葉片之更換期限。

根據該SB比對1.6.2有關1號發動機之型號/序號, 及上次完成之翻修紀錄(其所更換1級動力渦輪轉子葉片之件號/序號), 發現1號發動機之型號/序號及1級動力渦輪轉子葉片之件號/序號均不在該服務通告名單內。

第二章 分析

B7 652 駕駛員持有民航法規之合格證照，事故前 72 小時內之工作及休息正常，事故發生後的酒精測試濃度為零。事故發生後該機組員依相關規定執行地面緊急程序及客艙緊急狀況逃生程序，針對本次事故調查搜集之事實資料，分析如後。

2.1 動力渦輪葉片失效分析

根據 1.16.2 節及 1.16.3 節事實資料，1 號發動機斷裂之動力渦輪轉子葉片大多呈現撞擊破壞特徵，其斷裂面呈現粗糙、顆粒狀表面，且無平坦區域；惟 1 級動力渦輪轉子編號 A2 葉片之斷裂面發現局部縮孔特徵及疲勞裂紋。觀察圖 1.16-16，疲勞裂紋起源於縮孔，沿葉片厚度方向之縱剖面金相照片如圖 1.16-17 所示，圖中可明顯發現數個縮孔，且縮孔分布區域達 1/3 壁厚。

鎳合金具備極佳耐蝕性、耐氧化性，且在高溫下仍有極強的材料強度及韌性，因此被選用於該型發動機渦輪葉片之抗熱材料。鎳合金熱處理溫度通常控制在約 700 至 800 度 $^{\circ}\text{C}$ ，控制熱處理的時間與溫度，可使鎳合金所含之伽瑪析出物均勻析出，以達到所要求的強度。當鎳合金加溫到 1,200 度 $^{\circ}\text{C}$ 左右，伽瑪析出物將重新溶解；若於此時快速冷卻，伽瑪析出物將無法及時析出，即呈現伽瑪析出物之固溶現象 (Solutioning)。

以掃描式電子顯微鏡 (SEM) 觀察 A2 葉片斷裂面表面之微觀結構，伽瑪析出物無固溶現象，顯示此位置之材料並未超溫且其合金強度亦未改變。另以 SEM 觀察輕微受損之 1 級及 2 級動力渦輪轉葉片，檢查發現距葉片底座約 1/3~1/4 葉長處出現伽瑪析出物固溶現象，距葉片底座約 1/2~2/3 葉長處明顯出現伽瑪析出物固溶現象，顯示距葉片底座約 1/3 葉長處至葉尖處之葉片曾遭受超溫及快速冷卻現象。

綜上所述，1 級動力渦輪轉子編號 A2 葉片之斷裂面發現疲勞裂紋，而縮孔為

疲勞裂紋成長起始點，裂紋成長至殘餘結構強度無法承受負載而發生斷裂；編號 A2 葉片斷裂後，因其脫離碎片高速撞擊造成其它 1 級及 2 級動力渦輪轉子葉片損害。1 級及 2 級動力渦輪轉葉片因超溫造成之固溶現象係葉片斷裂後造成，與葉片斷裂之肇因無關。

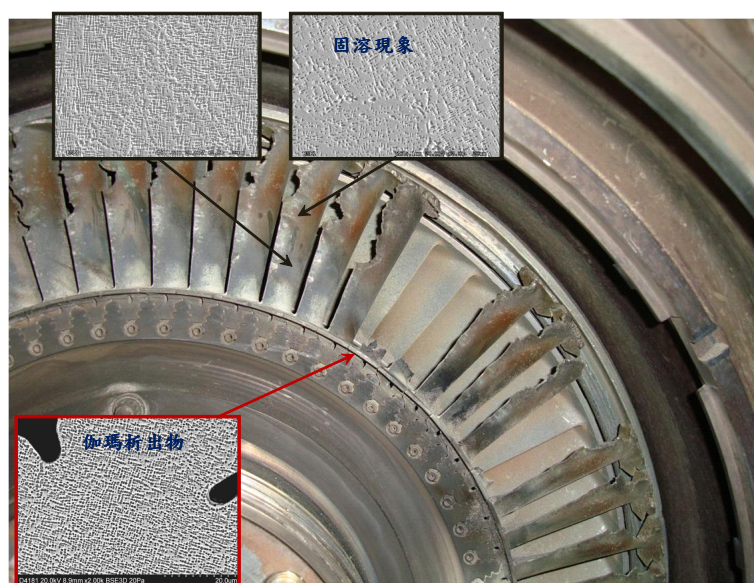


圖 2.1-1 1 級動力渦輪轉子葉片超溫固溶情形

2.2 1 號發動機失效分析

接續 2.1 節分析結論，該機 1 號發動機失效係 1 片 1 級動力渦輪葉片斷裂（編號 A2），於發動機高速運轉下，該葉片之脫離碎片高速撞擊周圍葉片而損傷及其它 1 級動力渦輪與其下游之 2 級動力渦輪葉片。

根據 FDR 資料顯示，1 號發動機於啓動後之最高扭力為 90.4%（1633:47 時），螺旋槳轉速為 1,188 RPM（動力渦輪轉速相當於 19,800RPM），2 秒後 CVR 紀錄顯示，於駕駛艙內可聽到發動機及螺旋槳之異常音響，再過 3 秒該發動機扭力值驟降為 0，如圖 2.2-1 之綠色線所示。由於驅動螺旋槳轉動之扭力來自動力渦輪軸，因此從 1 級渦輪部分轉子葉片斷裂脫落至動力渦輪軸卡住（失去動力）之時間可能小於 5 秒。發動機動力渦輪軸在 5 秒內由最大扭力 90.2% 降至 0%，乃因縮孔瑕

疵造成葉片斷裂，轉子在失去平衡情況下運轉造成劇烈的震動，加上其碎片撞擊週遭轉子及定子，導致後續其他轉子葉片斷裂，造成大量脫落葉片碎屑絞入轉子與定子間之縫隙，於此 5 秒內造成之摩擦阻力大於動力渦輪軸的扭力，使扭力降至 0%，動力渦輪軸藉由大量脫落且卡住之葉片碎屑將其扭力傳至定子，定子與支撐結構經此巨大扭力作用，使多處定子之中空支撐結構及貫穿支撐結構中空部位之滑油管皆遭扭斷，詳 1.12 節說明。

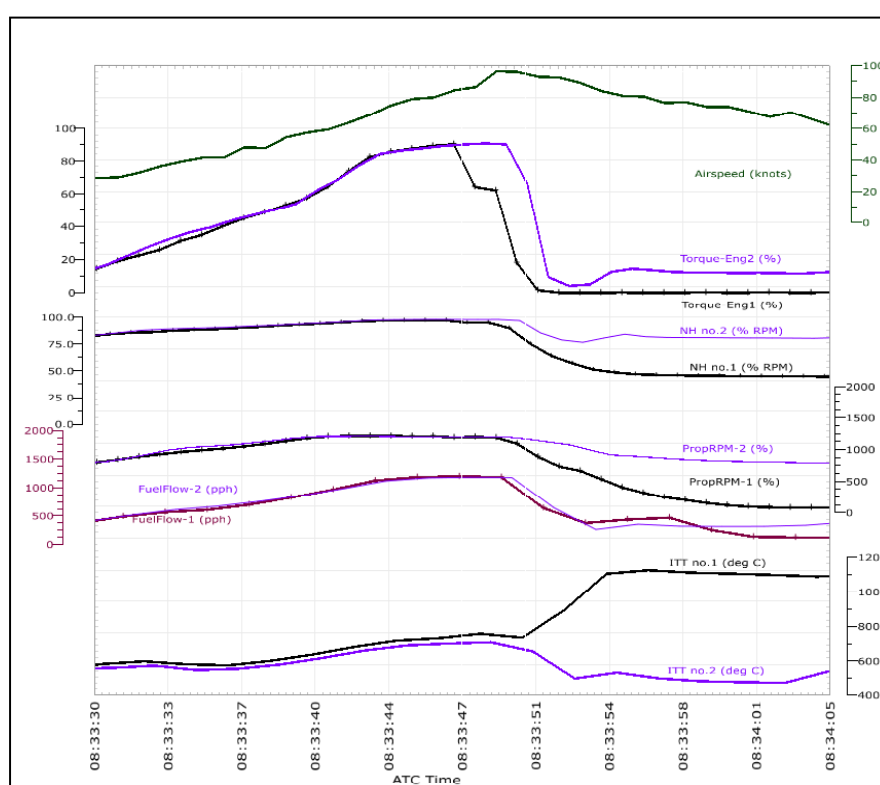


圖 2.2-1 1 號發動機失效之紀錄參數(1)

2.3 1 號發動機超溫與火警分析

接續 2.2 節分析結論，1 號發動機內部之機械損傷可能發生於 1633:47 時至 1633:52 時，此後動力渦輪軸因軸承受損，及脫落轉子碎片，引擎外罩變形等使其無法正常運轉。

根據 FDR 資料顯示，1633:47 時 1 號發動機最大扭力及渦輪間溫度 (ITT)

分別為 90.2%，740°C（屬正常範圍）。5 秒後，1 號發動機扭力驟降到 0%，此時 ITT 已達 894°C（屬超溫）。再過 4 秒，ITT 驟升至 1,126°C（屬超溫），至 1634:21 時火警警報聲響，直至 1634:33 時 ITT 溫度均高於 1,000°C 以上。根據 CVR 紀錄，駕駛員於 1634:35 時切斷油門，此後 ITT 溫度始才開始明顯下降。從燃油流量率（fuel flow rate）顯示，1 號發動機於 1633:47 時燃油供應量為 1,200 pph（pounds per hour），扭力值降為 0 後仍在持續供油，雖然供油量已逐漸減少，但仍維持在 100 pph，直到駕駛員切斷油門 5 秒後，燃油供油量才降至 0 pph，詳圖 2.3-1。

1633:52 時，動力渦輪失效後，高壓渦輪仍繼續運轉，詳如圖 2.2-1 藍色線所示（NH 動力渦輪失效前轉速約 96%，於失效後轉速降至 45%）。燃油泵及滑油泵係由此高壓渦輪軸帶動，因此燃油泵持續運轉並提供燃油至發動機燃燒室，然在動力渦輪受損無法順利排氣情況下，ITT 溫度急速上升，於 1633:50 時之 735°C，6 秒後升至 1,126°C。因 6 號及 7 號軸承室已受損破裂，其連接滑油之供油管、回油管及通氣管均斷裂，使高溫高壓之燃氣自發動機內部經過級間渦輪機匣（inter stage turbine case）之滑油管路竄出，詳圖 2.3-2 之左圖。依據 6 號及 7 號軸承表面滑油燃燒痕跡推斷燃氣已進入軸承室，詳圖 2.3-2 之右圖。因 6 號及 7 號軸承潤滑之供油管、回油管破裂及軸承室受損，高壓之滑油噴至引擎內部及外部。參考當時 ITT 溫度均超過 1,000°C，因此自受損引擎內部竄出之燃氣溫度與噴出之滑油混合產生燃燒⁷。

發動機系統之總滑油量約 25 公升。事故後，現場發現發動機滑油箱油量視窗指示在最底線，發動機艙底部亦發現有滑油殘留。根據 CVR 抄件，1634:15 時，馬公塔臺通知駕駛員「教官你的左翼左翼似乎著火」，據此研判 1 號發動機內部已著火並從尾管噴出。另外，從低壓渦輪轉子與級間渦輪機匣下方（6 點鐘方向）滑油燃燒殘留之碳化物（coke），可獲知當時發動機內部所燃燒之燃料，除了燃油外亦含有滑油。

⁷ 以 BP 2380 滑油之規範，其自然溫度（auto ignition temperature）為 425°C。

從引擎內部噴出之燃氣及滑油系統噴出之滑油在發動機艙（nacelle）混合並燃燒。於 1634:21 時，發動機艙內之溫度過高觸發火警警報⁸。位於發動機外罩左右 2 面板（左 415AL, 右 416AR）之通氣口與發動機外部空氣相通，提供燃燒所需的氧氣，因此該區域之溫度相對高於其他區域，這 2 通氣口外表發現白色塗漆遭受高溫變色，詳圖 2.3-3。

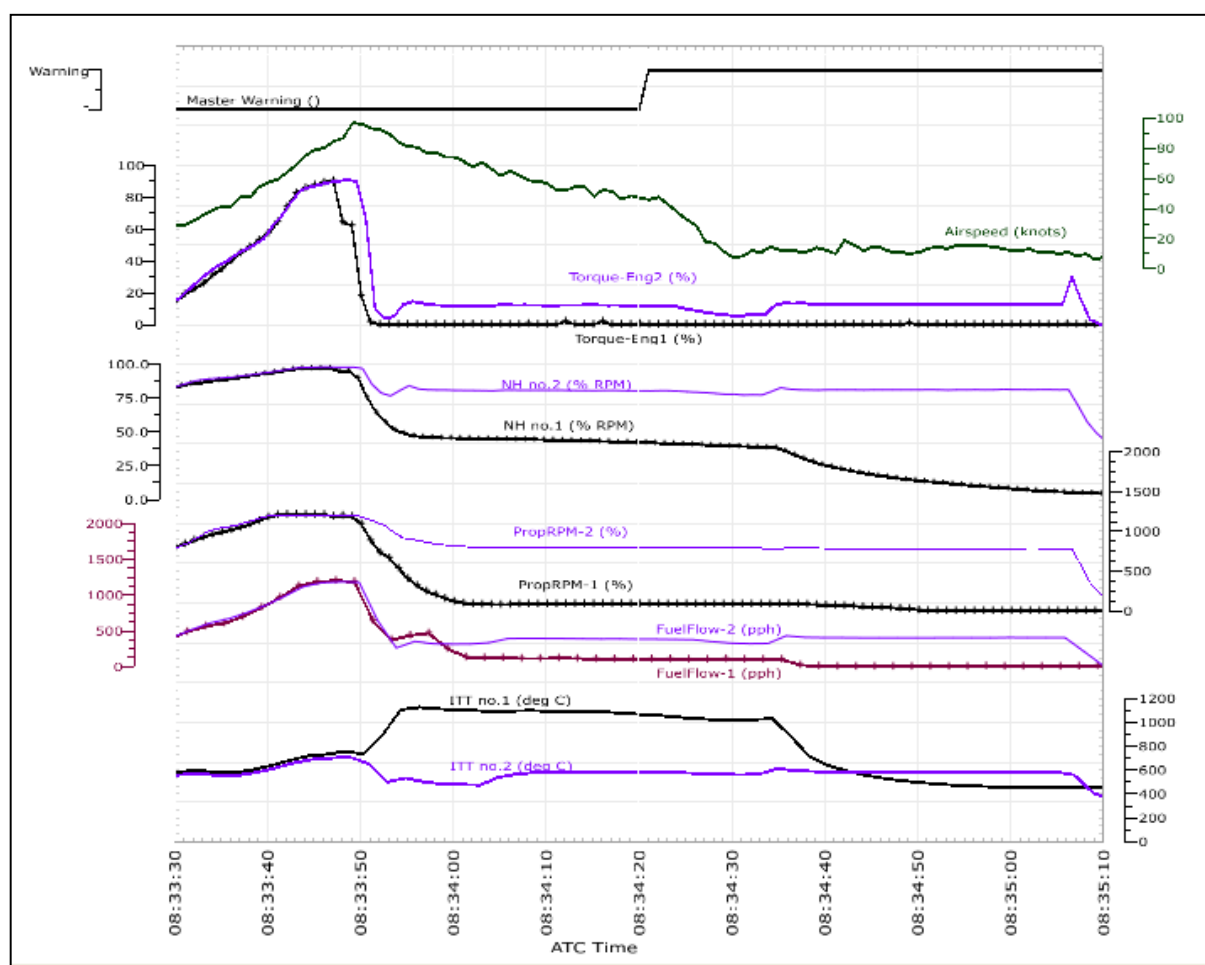


圖 2.3-1 1 號發動機失效之相關紀錄參數(2)

⁸ 發動機火警偵測乃指“Engine fire detection system -nacelle”，其所偵測之區域包含發動機外罩裡面（nacelle/發動機室）四個區域，其偵測區域與引擎內部高溫（如 ITT 超溫）無關。

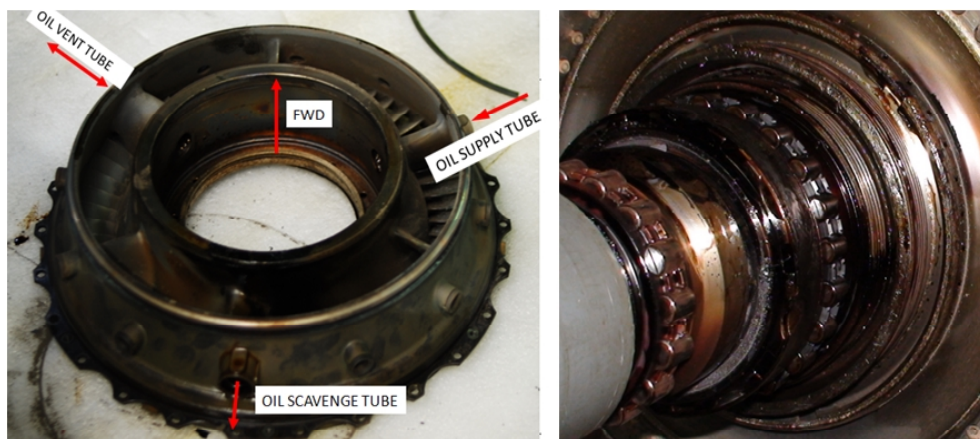


圖 2.3-2 1 號發動機級間渦輪機匣（左圖），6 號/7 號軸承（右圖）



圖 2.3-3 416AR 面板外部（左圖）及內部（右圖）高溫變色情形

2.4 發動機維修分析

立榮航空公司提供該型機之發動機維修紀錄顯示，1 號發動機（序號 AE0071）依據發動機維修手冊及適航指令執行相關維修。根據 1.16 節 1 級動力渦輪轉子葉片檢測結果，及 2.1 節動力渦輪葉片失效分析，1 號發動機失效源自於 1 片動力渦輪葉片縮孔之製造瑕疵。

民國 95 年 2 月，該具發動機由德國漢莎航空公司之發動機翻修廠 Lufthansa Aero 執行翻修工作，並安裝編號 A2 葉片。根據翻修紀錄，該次翻修更換全部 1 級動力渦輪轉子葉片（共計 66 片），全部葉片均為發動機製造廠（Pratt & Whitney

Canada) 生產之製品，具有加拿大運輸部所核發之證書 (AUTHORIZED RELEASE CERTIFICATE, TCCA 24-0078)。

依據 1.6.2 節發動機維修紀錄，該葉片使用時間及次數應自發動機翻修後開始累計，分別為 TSO 4,425 小時 / CSO 7,860 次，及上次進廠後使用時間 / 上次進廠後使用次數分別為 TSLSV:94 小時 / CSLSV:178 次。根據發動機維修手冊，航空器操作人必須執行有關動力渦輪葉片之維修檢查，包含：內視鏡檢查 (borescope inspection)、熱段檢查 (hot section inspection) 及發動機重大整修 / 翻修 (major refurbishment / overhaul)。這些檢查項目主要為葉片表面目視檢查及表面塗層檢查，此種檢查無法偵測發生於葉片材料內部之縮孔及其所可能存在之疲勞裂紋。且動力渦輪葉片使用壽命並無時間 / 次數限制，其更換之必要乃視檢查情形而定 (on condition)。

依據 1.18.3 節，有關 1 級動力渦輪葉片縮孔之服務通告 (SB21766)，該通告羅列所有被驗出可能有縮孔超限之動力渦輪葉片及發動機。依據 1.16 節渦輪轉子葉片檢測結果，發現因具有縮孔瑕疵編號 A2 葉片之序號無法辨識，另 1 片序號 HMM59880 葉片亦出現線狀紋 (linear indication)。檢視 66 片 1 級動力渦輪葉片之序號，其中 55 片可辨識，其它 11 葉片無法辨識，其主要原因為序號刻印處之平台邊緣斷裂。可辨識之 55 片序號均出現在上次發動機翻修紀錄所登載之葉片序號。進一步比較引擎翻修紀錄 66 片序號與該份服務通告內容，發現本事故發動機 / 葉片序號均不在該服務通告受影響名單內。

因此，進一步詢問 PWC 發動機製造廠有關縮孔之因應措施，廠商回覆摘要如下：

根據發動機原廠對縮孔造成 1 級動力渦輪失效有關事件之統計，自 2001 年開始計有 27 件，事件集中於 2005 年以後 (26 件)。所發現的縮孔主要位於葉片囊狀空間 (blade pocket) 附近，可能靠近凹面邊或凸面邊。PWC 原廠的調查顯示，這些有瑕疵的葉片，乃因專門生產葉片的工廠使用 X 光檢查時未

能發現 (missed) 超限的縮孔。因此工廠重新檢視過去這兩年 X 光的底片，已檢視 90,000 片，其中發現 70 片葉片存在縮孔超限，約 12-16 個引擎在下次之熱段檢查前被召回 (recall) 維修，其他的可能是在下次翻修或熱段檢查時處理。為遏制這些瑕疵葉片在線上可能造成之損害，於 2008 年 3 月發布 SB21766R3，根據縮孔的位置與大小，將可疑葉片拆下之時程分成三等級：

第 1 等級 16 葉片(15 具發動機)

- 孔洞位於葉片核心區域內部，其尺寸 (linear indication) $\geq 0.100''$

— 必須在 TTSN 3000 FH 前拆下，也就是在下次定期進廠檢查前必須拆下

第 2 等級 19 葉片(18 具發動機)

- 孔洞位於葉片核心區域內部，其尺寸 (linear indication) $< 0.100''$
- 孔洞位於葉片核心區域外部，其尺寸 (linear indication) $\geq 0.100''$

— 必須在下次進廠定期檢查時拆下，也就是在下次熱段檢查或 TTSN 5000 FH 前必須拆下 (視何者先到)

第 3 等級 19 葉片 (16 具發動機 及 1 具未確認)

- 孔洞位於葉片核心區域外部，其尺寸 (linear indication) $< 0.100''$

— 必須在 1 級動力渦輪拆葉片定期檢查時拆下，也就是在下次翻修時

— 尚有 1 具發動機仍未確認

為避免 X 光檢查的失誤，目前葉片製造工廠已採用雙重 X 光檢查程序，由 2 位不同之檢驗人員檢視 X 光底片。

綜上所述，加拿大普惠 (PWC) 發動機製造廠針對 1 級動力渦輪葉片可能存在縮孔之服務通告 (編號：SB21766)，未涵蓋本事故之 A2 葉片，該公司事故發

生前之 X 光檢查程序無法確實偵測所有具有瑕疵之葉片。

2.5 發動機委外維修分析

立榮 Dash-8 型機發動機熱段檢查委由 EGAT 執行，在發動機拆解檢查過程中，如 1.6.3.1 節第 6 項檢查所述，其檢查結果：氣封與軸端之氣孔雖互相對應，然對正角度與翻修手冊之應對正角度不符，相差 90 度。

翻修手冊規範氣封與軸之間隙非常緊密（緊配度 0.0005" min.），而且受到動力渦輪軸及 No.7 軸承的推壓。這些料件在引擎運作時，受到動力渦輪往前推緊的力量。動力渦輪在軸上亦非常的緊密（緊配度 0.001" min.），且其締緊螺帽上磅扭力為 125 lb.ft。於拆解檢查時，無任何證據顯示締緊螺帽有鬆脫之現象，軸上亦無氣封轉動或軸承轉動造成之損傷，拆解時須使用油壓工具將其頂開，並無鬆動現象。以上現象顯示，氣封於發動機受損時產生位移之可能應可排除。

氣封與軸端上均有 4 個氣孔，相鄰間隔均為 90 度，只要對準其中 1 孔，則其餘 3 孔均可對正。然因組裝氣封時所有氣孔皆被鄰近組件掩蔽而無法目視，因此翻修手冊規定組裝氣封時其外側之 V 型記號須與軸端之 V 型記號對正後再推至定位，如此四個氣孔即可對正，本事故中氣封之 V 型記號與軸端之 V 型記號對正角度與手冊規範不符，相差 90 度，雖與本案之肇因無關，但維修人員仍應依據翻修手冊指令施工。

本頁空白

第三章 結論

本會在此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。

其他調查發現

此類調查發現係屬具有促進飛航安全、解決爭議或澄清疑慮之作用者。其中部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

1.1 號發動機 1 級動力渦輪轉子葉片縮孔超限之製造瑕疵，在發動機正常運作下，從該縮孔產生疲勞裂紋，裂紋成長至殘餘結構強度無法承受負載而發生斷裂。在發動機高速運轉下失去平衡，其脫離碎片高速撞擊其它 1 級及 2 級動力渦輪轉子葉片，使動力渦輪轉子在不平衡下產生劇烈震動；轉子脫落之葉片卡於轉子與定子之間造成突然的停止，動力渦輪轉子扭力移轉致定子、軸承受損及引擎外罩變形等損害。受損引擎之燃氣與滑油混合後噴出在發動機艙燃燒，致發動機艙內之溫度過高觸發火警警報。(1.16, 2.1, 2.2, 2.3)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 加拿大 PWC 發動機製造廠針對 1 級動力渦輪葉片可能存在縮孔瑕疵之服務通告 SB21766，未涵蓋本事故之 A2 斷裂葉片，該公司事故發生前之 X 光檢查程序無法確實偵測所有具有瑕疵之葉片。(1.18.3, 2.4)

3.3 與其它發現

1. 該機持有效登記證及適航證書，事故發生前 1 個月內之航空器維修紀錄簿，無異常登錄。(1.6)
2. 7 號軸承氣封氣孔與軸氣孔雖互相對應，卻與翻修手冊之應對正角度不符，相差 90 度。(1.6,2.5)

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

致加拿大運輸部

1. 要求加拿大普惠公司，應具備有效檢出 PW123 型發動機 1 級動力渦輪轉子葉片縮孔超限之程序或方法。(Require that Pratt & Whitney Canada incorporate measures to efficiently detect the shrinkage porosity which beyond maximum allowable limits of all Pratt & Whitney Canada PW123 series engines first stage power turbine rotor blades.) (ASC-ASR-10-08-001)

致交通部民用航空局

1. 督導長榮航太科技股份有限公司落實維修人員應依據維修手冊規範之程序施工。(ASC-ASR-10-09-002)

致長榮航太科技股份有限公司

1. 加強宣導並落實維修人員應依據維修手冊規範之程序施工。(ASC-ASR-10-08-003)

4.2 已完成或進行之改善措施

加拿大普惠公司採取之改善措施(引述原文):

Issue:

- PT1 Blade Distress

- 27 Events since 2001, (26 events since 2005)

Cause:

- Porosity in the vicinity of the blade pocket
- Convex or concave side

Investigation

- Shrinkage pores missed during X-Ray inspection at Howmet
- Review of past 2 year X-ray films completed
 - 90,000 blades reviewed
 - 70 Blades identified with porosity exceeding limits
 - Approx 12 - 16 engines requiring blade recall prior to next H.S.I
 - Remainder to be recovered at shop visit (H.S.I or OH) – TBD

Field Containment

- SB21766 issued March 2008 to remove identified suspect blades :**
- Level 1 - 16 Blades (15 Engines)
 - Porosity INSIDE Blade core area with linear indication ≥ 0.100 "
 - Remove before TTSN 3000 FH, i.e prior to engine scheduled shop visit
- Level 2 – 19 Blades (18 Engines)
 - Porosity INSIDE Blade core area with linear indication < 0.100 "
 - Porosity OUTSIDE Blade core area with linear indication ≥ 0.100 "
 - Remove at engine's next shop visit, i.e at next HSI, or before TTSN 5000 FH whichever occurs first

- Level 3 – 19 Blades (16 Engines + 1 Unknown)
 - Porosity OUTSIDE Blade core area with linear indication < 0.100"
 - when PT1 Disk is debladed, i.e. at next Overhaul
 - 1 engine remains to be identified

Double X-Ray review process instated

- (2 different inspectors reviewing films)

99年5月10日，本會收到加拿大運安會（TSB）對本調查報告草案回覆意見，詳附件8。TSB表示對本報告無任何意見，並檢附加拿大運輸部針對本會飛安建議之回覆意見，內容摘錄如下：

Transportation Canada;s Representation to the Transportation Safety Board of Canada regarding Aviation Safety Council (ASC) Taiwan, Republic of China Draft Report with Recommendations – A09F0023, UNI Airways, de Havilland DHC-8-300, B-15239, MaGong Airport, Taiwan (Repblic of China) – 4 Feb. 2009

Recommendation ASC-ASR-XX-XXX-XXX:

Require that Pratt & Whitney Canada incorporate measures to efficiently detect the shrinkage porosity which beyond maximum allowable limits of all Pratt & Whitney Canada PW123 series engines first stage power turbine rotor blades.

Transport Canda reponse:


Pratt & Whiney Canada has acknowledged the need to enhance inspection technologies and ongoing efforts with casting suppliers will continue. Transport Canada will follow-up with Pratt & Whiney Canada to ensure these changes will be implemented in their quality process.

（加拿大普惠公司承認有必要加強檢測技術並要求鑄件供應商持續改善作為。加拿大運輸部將採取後續行動，以確保加拿大普惠公司實施改善過程之質量。）

Transport Canada will also monitor Pratt & Whiney’s progress through quarterly technical review meetings.（加拿大運輸部亦將透過技術審查季度會議以監控加拿大普惠公司之改善過程）。

本頁空白

附錄一 發動機翻修工單



長榮航太
EGAT

ROUTER : P-72-03-00-400-03 REV. 1 REV DATE: Jan 24 2000 EGAT PROPRIETARY

ROUTER OFSC : INST LP & HP TURBINE ASSEMBLY

ISSUED BY : [REDACTED] CUST NAME : UN ENGINE SN : A20671

ISSUE DATE : 01/17/2008 TSN : CSN : PART CITY : 1


ENG TYPE : PW123 TSD : CSD : [REDACTED]

ENG MODEL : PW123 WORKSHOPS:30X-HZ [REDACTED]

K/CLASS : ASSEMBLY PREP BY : [REDACTED] PART NO : PW123

COMPLCODE : 00X [REDACTED] PART SN : A20671

Page 18 of 28



BCD : 472585
WO : P31750
JAN : 438931600288

REFERENCE : PWC 200432 REV.28
REMARKS :

SEQ. NO.	SEQUENCE	DESCRIPTION	OPER	AREA	INT.	MACH.	REP.	DATE
	0180	<p>CHECK BOND OF DISK ADJACENT TO BLADE ROOT (REF. FIG. 416) PER PWAC ENM 72-03-00 TURBOMACHINERY-INSTALL PARA 5.D.(32); DISKOT MUST NOT EXCEED 0.004 IN. (0.101 MM) FIR.</p> <p>RESULT: <i>0.0015</i></p>	0440	0750	1052	[REDACTED]	[REDACTED]	<i>01/17/08</i>
	0190	<p>CRIMP KEYWASHER (19, FIG. 408) IN 6 POSITIONS, USING CRIMPER (PWC37490) PER PWAC ENM 72-03-00 TURBOMACHINERY-INSTALL PARA 5.D.(33)</p> <p>HEAT Labyrinth SEAL (16), IN OVEN AT 149 ± 6°C (300 ± 10°F) FOR 15 MINUTES MINIMUM. PER PWAC ENM 72-03-00 TURBOMACHINERY-INSTALL PARA 5.D.(33) INSTALL SEAL USING PUFFER (PWC37441), <u>ALIGNING Y-MARK ON SEAL WITH V-SLOT ON END OF POWER TURBINE SHAFT.</u></p> <p>NOTE: IF AN OVEN IS NOT AVAILABLE, USE A HEAT GUN. NOTE HEAT MUST BE APPLIED EVENLY OVER THE SURFACE OF THE SEAL. SUFFICIENT TIME MUST BE TAKEN TO ENSURE THE COMPLETE SEAL IS HEATED EVENLY TO ENSURE DISTORTION DOES NOT OCCUR.</p> <p>PER PWAC ENM 72-03-00 TURBOMACHINERY-INSTALL PARA 5.D.(29)</p>	0440	0750	1052	[REDACTED]	[REDACTED]	<i>01/17/08</i>
	0200	<p>WHEN COMPONENTS REACH ROOM TEMPERATURE, CHECK LP TURBINE TIP CLEARANCE.</p>	0440	0750	1052	[REDACTED]	[REDACTED]	<i>01/17/08</i>

EGAT FORM 2020-04

本頁空白

附錄二 發動機翻修手冊

PRATT & WHITNEY CANADA
MAINTENANCE MANUAL
MANUAL PART NO. 3036432

Key to Figure 416

1. Nut
2. Adapter
3. Ring and Cap Assembly

- (29) Install spacer in nut as follows:
- NOTE:** Check that retaining ring is installed in nut (17, Fig. 408) (Pre-SB21020) or (42) (Post-SB21020).
- (a) Pre-SB21018/SB21020
- 1 Install spacer (18) in nut (17).
- (b) Post-SB21018/SB21020
- 1 Install spacer (43) in nut (42).
- (30) Install nut and spacer as follows:
- (a) Pre-SB21018/SB21020
- 1 Install nut (17), spacer (18), socket (PWC54912) (6, Fig. 415), adapter (PWC37147) (3), bar (PWC37515-06) (5) and wrench (PWC31050) (4).
 - 2 Torque nut (F & C REF. NO. 1706).
- (b) Post-SB21018/SB21020
- 1 Install nut (42, Fig. 408), spacer (43), socket (PWC54912) (6, Fig. 415), adapter (PWC38247) (7), bar (PWC37515-06) (5) and wrench (PWC31050) (4).
 - 2 Torque nut (F & C REF. NO. 1706).
- (31) Remove wrench, adapter, bar and socket.
- (32) Check runout of disk adjacent to blade root (Ref. Fig. 416). Runout must not exceed 0.004 in. (0.101 mm) FIR. Remove support.
- (33) Crimp keywasher (19, Fig. 408) in 4 positions, using crimper (PWC37490).
- (34) Heat labyrinth seal (16) (Pre- or Post-SB20965 as applicable), in oven at $149 \pm 6^{\circ}\text{C}$ ($300 \pm 10^{\circ}\text{F}$) for 15 minutes minimum. Install seal with pusher (PWC37441) or (PWC56414) or (PWC56226 Rev. A), aligning V-mark on seal with V-mark on end of power turbine shaft.
- NOTE:** If an oven is not available, use a heat gun. Note heat must be applied evenly over the surface of the seal. Sufficient time must be taken to ensure the complete seal is heated evenly to ensure distortion does not occur.

本頁空白

附錄三 座艙語音紀錄器抄件

附錄 1 B7 652 座艙語音紀錄器抄件

代號說明：

- RDO : Radio transmission from occurrence aircraft
- CAM : Cockpit area microphone voice or sound source
- INT : Voice transmitted over aircraft interphone system
- CAM-1 : Voice identified as captain
- CAM -2 : Voice identified as first officer
- CAM -3 : Voice identified as flight attendant
- CAM -4 : Voice identified as flight attendant
- CAM-? : Voice source unidentifiable

- TWR : Magong tower
- ... : Unintelligible words
- () : Remarks or translation

hh	mm	ss	Source	Context
16	32	13.9	RDO-2	magong tower glory six five two taxi with you
16	32	17.1	TWR	glory six five two magong tower runway zero two wind zero two zero degree niner knots maximum one five knots clear for take off
16	32	24.8	RDO-2	runway zero two wind copy clear for take off glory six five two
16	32	28.5	CAM-1	clear for take off before take off check
16	32	30.0	CAM-2	okay
16	32	30.5	CAM	(single chime)
16	32	32.7	CAM	(single chime)
16	32	39.1	CAM-2	flight control check
16	32	41.7	CAM-2	full left
16	32	43.8	CAM-2	full right
16	32	46.0	CAM-2	before take off check cabin staff

hh	mm	ss	Source	Context
16	32	47.7	CAM-1	alerted
16	32	48.0	CAM-2	control lock
16	32	48.8	CAM-1	off
16	32	49.1	CAM-2	condition lever
16	32	50.2	CAM-1	max
16	32	50.7	CAM-2	flaps
16	32	51.7	CAM-1	five five
16	32	52.6	CAM-2	tank aux pump
16	32	53.5	CAM-1	on
16	32	53.8	CAM-2	warning caution light
16	32	55.0	CAM-1	check
16	32	55.4	CAM-2	departure runway
16	32	57.1	CAM-1	runway zero two verified
16	32	58.6	CAM-2	runway zero two verified before take off check completed
16	33	1.3	CAM-1	check
16	33	11.0	CAM-2	runway clear
16	33	12.2	CAM-1	check
16	33	18.0	CAM-2	bleed min off clear for take off
16	33	20.5	CAM-1	check
16	33	26.6	CAM-1	I have control
16	33	27.5	CAM-2	you have control
16	33	40.5	CAM-2	auto feather on
16	33	42.3	CAM-1	set power
16	33	43.8	CAM-2	take off power set
16	33	45.0	CAM-2	seventy
16	33	46.1	CAM-1	check
16	33	48.1	CAM-1	哎喲
16	33	49.4	CAM	(發動機及螺旋槳異音出現)
16	33	54.4	CAM-1	stop
16	33	59.0	RDO-2	magong tower glory six five two stop on runway
16	34	6.4	TWR	立榮六五兩教官 塔台
16	34	8.1	RDO-2	嗯 六五兩 停在跑道上
16	34	14.7	CAM-2	a (發音似字母 A) number one
16	34	15.2	TWR	教官你的左翼左翼似乎著火

hh	mm	ss	Source	Context
16	34	18.0	RDO-2	okay correct copy
16	34	20.2	CAM-1	超溫了
16	34	21.0	CAM-2	超溫
16	34	22.4	CAM-2	okay engine fire okay
16	34	24.4	CAM-2	okay
16	34	25.6	CAM-1	stop on runway
16	34	26.4	CAM-2	stop on runway
16	34	28.5	CAM-2	喂 趕快那個
16	34	29.7	CAM-1	滅火
16	34	30.5	CAM-2	滅火你滅呀
16	34	31.8	CAM	(single chime)
16	34	32.1	CAM-1	parking brake set
16	34	33.1	CAM-2	okay
16	34	33.4	CAM-1	power lever flight idle condition lever fuel off pull fuel off handle pull tank aux pumps one and two off if fire extinguisher forward bottle
16	34	34.4	CAM	(single chime)
16	34	34.9	CAM-2	fuel off
16	34	45.9	CAM-1	thirty seconds
16	34	48.6	CAM-1	aft bottle
16	34	51.3	CAM-2	... 滅火 ...
16	34	52.5	CAM-1	if evac emergency lights on seatbelt signs off
16	34	56.4	CAM	(single chime)
16	34	58.4	CAM-2	okay ... on ground emergency power lever flight idle condition lever fuel off okay condition 這個要關掉
16	35	5.6	INT-1	喂
16	35	5.9	INT-3	...開艙門了嗎
16	35	7.9	INT-1	喔
16	35	9.2	CAM-2	okay
16	35	10.3	INT-4	要緊急疏
16	35	10.6	CAM-2	alternate feather okay ... condition lever alternate t handle pull and tank aux pumps on
16	35	16.2	CAM	(single chime)
16	35	18.5	INT-3	喂 請說
16	35	19.1	INT-1	... evac evac evac

hh	mm	ss	Source	Context
16	35	20.2	CAM-2	evac evac ...
16	35	23.1	CAM-2	warning
16	35	28.0	CAM-2	... power lever flight idle condition lever fuel off alternative
16	35	30.9	CAM-1	c v r c b open
16	35	32.0	CAM-2	open get tank aux pumps off
16	35	33.7		(CVR 記錄終止)

附件清單

- 1 民國 95 年 2 月 23 日 Lufthansa Aero 翻修 AE0071 引擎，更換 1 級動力渦輪葉片序號
- 2 民國 97 年 12 月 30 日 EGAT 執行 AE0071 引擎熱段檢查維修紀錄
- 3 熱段檢查外送至 Standard Aero 進行檢修之維修紀錄（含更換 1 級動力渦輪葉片之序號）
- 4 Field BSI on engine AE0071, dated FEB.05, 2009
- 5 PW123 Engine Teardown Report, ESN:AE0071, by EGAT, dated FEB.19.2009
- 6 Engine / Component Investigation Report, Report No. 09GS023, by Pratt & Whitney Canada
- 7 Pratt & Whitney Canada Service Bulletin No. 21766R3
- 8 Canada State Comments – Bombardier DHC 8-300, B-15239

本頁空白

國家圖書館出版品預行編目 (CIP) 資料

飛航事故調查報告：中華民國 98 年 2 月 4 日，立榮航空股份有限公司 B7 652 班機，DASH 8-300 型機，國籍標誌及登記號碼 B-15239，於澎湖 / 馬公機場起飛滾行階段遭遇發動機火警事故 / 行政院飛航安全委員會編著。-- 初版。-- 臺北縣新店市：飛安委員會，民 99.09 面； 公分

ISBN 978-986-02-4777-0 (平裝)

1. 航空事故 2. 飛行安全

557.909

99018689

飛航事故調查報告

中華民國 98 年 2 月 4 日，立榮航空公司 B7 652 班機，DASH 8-300 型機，國籍標誌及登記號碼 B-15239，於澎湖 / 馬公機場起飛滾行階段遭遇發動機火警事故

編著者：行政院飛航安全委員會

出版機關：行政院飛航安全委員會

電話：(02) 8912-7388

地址：231 台北縣新店市北新路 3 段 200 號 11 樓

網址：<http://www.asc.gov.tw>

出版年月：中華民國 99 年 9 月 (初版)

經銷處：國家書店：台北市松江路 209 號 1 樓

五南文化廣場：台中市中山路 6 號

GPN：1009903180

ISBN：978-986-02-4777-0

定價：新台幣 450 元

出版品內容可至上開網址「出版品與著作」中全文下載