



# 國家運輸安全調查委員會

## 重大運輸事故

### 調查報告

中華民國 107 年 7 月 2 日

遠東航空股份有限公司 FE8026 班機

波音 MD-82 型機

國籍標誌及登記號碼 B-28035

於進場階段距松山機場約 10 哩處左發動機失效

報告編號：TTSB-AOR-19-12-001

報告日期：民國 108 年 12 月

依據中華民國運輸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。

中華民國運輸事故調查法第 5 條：

運安會對於重大運輸事故之調查，旨在避免運輸事故之再發生，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.*

## 摘要報告

民國 107 年 7 月 2 日，遠東航空股份有限公司（以下簡稱遠東航空）一架波音 MD-82 型客機，航班編號 FE8026，國籍標誌及登記號碼 B-28035，於 1829 時<sup>1</sup>由澎湖機場起飛，目的地為臺北/松山機場（以下簡稱松山機場），機上載有正駕駛員、副駕駛員各一人、客艙組員 4 人及乘客 165 人，共計 171 人。該機於五邊進場階段，距松山機場 28 跑道頭 9.6 哩處左發動機失效，飛航組員因而宣告：「*pan-pan*（急迫情況）」。1908 時該機安全降落松山機場，人員平安。

依據中華民國運輸事故調查法及國際民航公約第 13 號附約相關內容，運安會為負責本次飛航事故調查之獨立機關。受邀參與本次調查之機關（構）包括：美國國家運輸安全委員會、美國 Pratt & Whitney 公司、交通部民用航空局及遠東航空股份有限公司。

本事故「調查報告草案」於 108 年 6 月完成，依程序於 108 年 7 月 16 日經飛安會第 81 次委員會議初審修正後函送相關機關（構）提供意見；經彙整相關意見後，調查報告於 108 年 11 月 1 日經運安會第 5 次委員會議審議通過後，於 108 年 12 月 5 日發布調查報告。

本事故調查經綜合事實資料及分析結果，獲得之調查發現共計 7 項，改善建議共計 4 項，如下所述。

### 壹、調查發現

#### 與可能肇因有關之調查發現

1. 事故機左發動機第 4 級低壓渦輪其中 1 片轉子葉片完成適航指令 CAA-2011-03-013 檢查後，於未達下次屆期檢測時間即因高周疲

---

<sup>1</sup> 除非特別註記，本報告所列時間皆為臺北時間（UTC+8 小時），並以飛航服務總臺多重監視追蹤系統（multi sensor tracking system, MSTs）之時間為基準。

勞而斷裂，葉片斷裂時亦未達該適航指令設定之初始檢查時距；葉片斷裂造成 5 組第 4 級定子葉片脫落及其餘 57 片第 4 級低壓渦輪轉子葉片斷裂，脫落及斷裂葉片擊穿渦輪扇旁通機匣及發動機外罩，造成左發動機非包容性失效。

### 與風險有關之調查發現

1. 事故發動機低壓渦輪模組過去 3 次葉冠槽磨損檢查，遠東航空維修人員曾有 2 次於發動機未裝機狀態下執行檢查，不符合適航指令 CAA-2011-03-013 要求在發動機裝機狀態下執行檢查。
2. 事故發動機第 4 級低壓渦輪轉子葉片未編列序號，且無自新品出廠總使用時間紀錄。

### 其他調查發現

1. 事故航班飛航組員持有民航局頒發之有效航空人員檢定證與體檢證，飛航資格符合民航局與遠東航空要求。無證據顯示於事故中，有足以影響飛航組員操作表現之藥物、酒精與疲勞因素。
2. 依據美國 Pratt & Whitney 公司可靠度資料，民國 107 年 4 月 1 日至 108 年 3 月 31 日之 12 個月期間，JT8D-219 型發動機平均每千小時空中關車率為 0.0189，低於設定之平均每千小時 0.02 失效率之目標值。
3. 依據事故發動機第 4 級低壓渦輪模組經歷文件及遠東航空維修適航簽證紀錄，事故發動機第 4 級低壓渦輪轉子葉片無不符合適航條件之狀況。
4. 依據事故性質與相關手冊資訊以及已目視跑道狀況，飛航組員未完整執行單發動機失效程序，而選擇航機繼續進場儘速落地之決策及處置，符合當時狀況之考量。

### **貳、改善建議**

### 致遠東航空股份有限公司

1. 依據適航指令 CAAAD 2011-03-13 及事故後 Pratt & Whitney 公司正式發布更新版 ASB A6224 R7 版修訂發動機渦輪葉片扭矩檢查時距，並依民航局要求執行低壓渦輪轉子葉片檢查。

### 致交通部民用航空局

1. 督導遠東航空依據適航指令 CAAAD 2011-03-13 及事故後 Pratt & Whitney 公司正式發布更新版 ASB A6224 R7 版修訂發動機渦輪葉片扭矩檢查時距，並督導遠東航空依修正之時距執行低壓渦輪轉子葉片檢查。
2. 針對事故型別發動機熱段零件無管制序號或無完整經歷證明文件者，要求遠東航空研擬建立具體可行之監控與管制方式，並持續輔導監理遠東航空事故型別發動機之使用狀況。

### 致 Pratt & Whitney 公司

1. Pratt & Whitney 公司雖於 2019 年第 3 季發布更新版 ASB A6224，修訂 JT8D 型發動機低壓渦輪轉子葉片檢測規範及時距，仍應持續關注該型發動機全球使用狀況，適時修訂相關規範，以防止因低壓渦輪轉子葉片斷裂導致發動機非包容性失效狀況之發生。

本頁空白

# 目 錄

摘要報告 .....	i
目 錄 .....	v
表 目 錄 .....	ix
圖 目 錄 .....	xi
英文縮寫對照簡表 .....	xiii
<b>第1章 事實資料 .....</b>	<b>1</b>
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 其他損害情況 .....	3
1.5 人員資料 .....	3
1.5.1 駕駛員經歷 .....	3
1.5.1.1 正駕駛員 .....	4
1.5.1.2 副駕駛員 .....	5
1.6 航空器資料 .....	6
1.6.1 航空器與發動機基本資料 .....	6
1.6.2 維修資訊 .....	7
1.6.3 事故發動機簡介 .....	7
1.6.3.1 事故發動機經歷及渦輪壽限管制 .....	8
1.6.4 載重與平衡 .....	9
1.7 天氣資訊 .....	10
1.8 助、導航設施 .....	10
1.9 通信 .....	10
1.10 場站資料 .....	10
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 .....	10
1.11.3	航管雷達資料 .....	16
1.12	航空器殘骸與撞擊資料 .....	16
1.13	醫學與病理 .....	17
1.14	火災 .....	17
1.15	生還因素 .....	17
1.16	測試與研究 .....	17
1.16.1	發動機拆檢 .....	17
1.16.2	損壞件原廠檢測 .....	22
1.17	組織與管理 .....	25
1.18	其他資訊 .....	25
1.18.1	訪談資料 .....	25
1.18.1.1	正駕駛員訪談摘要 .....	25
1.18.1.2	副駕駛員訪談摘要 .....	27
1.18.2	飛航操作相關手冊 .....	27
1.18.2.1	航務手冊 .....	27
1.18.2.2	MD-80 型機快速參考手冊 .....	29
1.18.2.3	MD-80 型機飛航組員操作手冊 .....	30
1.18.2.4	MD-80 型機駕駛員訓練手冊 .....	30
1.18.3	事故發動機相關適航指令 .....	31
1.18.3.1	適航指令 CAA-2011-03-013 .....	31
1.18.3.2	執行適航指令 CAA-2011-03-013 紀錄 .....	34
1.18.4	事故發動機型別可靠度 .....	35
1.18.5	事件序列表 .....	36
<b>第2章</b>	<b>分析 .....</b>	<b>39</b>
2.1	概述 .....	39
2.2	維修相關分析 .....	39
2.2.1	左發動機失效原因 .....	39

2.2.2	適航指令 CAA 2011-03-13 執行方式 .....	40
2.2.3	適航指令 CAA 2011-03-13 之效用 .....	41
2.2.4	事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片適航性.....	42
2.3	飛航操作 .....	43
2.3.1	左發動機異常狀況之識別.....	43
2.3.2	左發動機推力異常之決策與處置.....	44
<b>第3章</b>	<b>結論 .....</b>	<b>47</b>
3.1	與可能肇因有關之調查發現.....	47
3.2	與風險有關之調查發現.....	48
3.3	其他調查發現.....	48
<b>第4章</b>	<b>改善建議 .....</b>	<b>49</b>
4.1	改善建議 .....	49
4.2	已完成或進行中之改善措施.....	49
4.2.1	交通部民用航空局及遠東航空公司.....	49
4.2.2	Pratt & Whitney 公司 .....	50
附錄 1	適航指令 CAA-2011-03-013.....	51
附錄 2	事故發動機 LPT 模組適航指令摘要經歷紀錄.....	63

本頁空白

## 表 目 錄

表 1.5-1 飛航組員基本資料表 .....	4
表 1.6-1 航空器基本資料 .....	6
表 1.6-2 發動機基本資料 .....	7
表 1.6-3 載重及平衡相關資料表 .....	9
表 1.16-1 送至 P&W 公司檢測之損壞零件 .....	23
表 1.18-1 週期性檢查限制時距表 .....	33
表 1.18-2 事件序列表 .....	36

本頁空白

## 圖 目 錄

圖 1.1-1 事故機起飛至落地之飛航軌跡.....	2
圖 1.11-1 事故航班 FDR 參數 .....	14
圖 1.11-2 事故發生期間至降落 FDR 參數 .....	15
圖 1.12-1 左發動機外罩及機身損壞狀況.....	17
圖 1.16-1 進氣導片脫離位移 .....	18
圖 1.16-2 低壓渦輪軸表面環狀磨損痕跡.....	18
圖 1.16-3 第 4 級低壓渦輪定子葉片扇形段脫離.....	19
圖 1.16-4 第 4 級低壓渦輪定子葉片扇形段葉片後緣擊傷.....	19
圖 1.16-5 發動機機匣上之扇狀輻向撕裂口 .....	20
圖 1.16-6 渦輪扇旁通機匣與發動機渦輪排氣機匣損壞位置.....	21
圖 1.16-7 受損之 6 號軸承.....	21
圖 1.16-8 疑似疲勞裂紋之葉片根部斷面 .....	22
圖 1.18-1 發動機失效/空中發動機關車之緊急處置程序.....	30
圖 1.18-2 落地前檢查項目 .....	30
圖 1.18-3 JT8D-200 型發動機可靠度相關資料.....	35

本頁空白

## 英文縮寫對照簡表

AD	airworthiness directive	適航指令
ASB	alert service bulletin	警告技術通報
CSO	cycle since overhaul	翻修後使用週期
CVR	cockpit voice recorder	座艙語音紀錄器
EHM	engine health monitor	發動機健康監控
EPR	engine pressure ratio	發動機壓力比
EGT	exhaust gas temperature	發動機尾管排氣溫度
FAA	Federal Aviation Administration	聯邦航空總署
FAF	final approach fix	最後進場定位點
FCOM	flight crew operations manual	飛航組員操作手冊
FDR	flight data recorder	飛航資料紀錄器
FOM	flight operations manual	航務手冊
HCF	high cycle fatigue	高周疲勞
LDA	localizer directional aid	左右定位輔助臺
LLP	life-limit parts	壽限件
MAC	mean aerodynamic chord	平均空氣動力弦長
MPD	maintenance planning data	維護計畫書
MSTS	multi sensor tracking system	多重監測追蹤系統
NTSB	National Transportation Safety Board	美國國家運輸安全委員會
PAPI	precision approach path indicator	精確進場滑降指示燈
PF	pilot flying	操控駕駛員
PM	pilot monitoring	監控駕駛員
PT	proficiency training	適職性訓練
QRH	quick reference handbook	快速參考手冊
TEC	turbine exhaust case	渦輪排氣機匣
TSN	time since new	新品安裝後使用時數
TSO	time since overhaul	翻修後使用時數

本頁空白

# 第1章 事實資料

## 1.1 飛航經過

民國 107 年 7 月 2 日，遠東航空股份有限公司（以下簡稱遠東航空）一架波音 MD-82 型客機，航班編號 FE8026，國籍標誌及登記號碼 B-28035，於 1829 時<sup>2</sup>由澎湖機場起飛，目的地為臺北/松山機場（以下簡稱松山機場），機上載有正駕駛員、副駕駛員各一人、客艙組員 4 人及乘客 165 人，共計 171 人。該機於五邊進場階段，距松山機場 28 跑道頭 9.6 哩處左發動機失效，飛航組員宣告：「*pan-pan*（表示該機宣告急迫情況）」。1908 時該機安全降落松山機場，人員平安。

該機 1829 時自澎湖機場 20 跑道起飛，正駕駛員坐於駕駛艙左座擔任操控駕駛員（pilot flying, PF），副駕駛員坐於駕駛艙右座擔任監控駕駛員（pilot monitoring, PM）。1836<sup>3</sup>時該機到達巡航高度 15,000 呎並繼續前往松山機場，1847 時該機開始下降高度。1903:19 時該機距松山機場 28 跑道頭約 10 哩，完成起落架下放及襟翼 40 度等落地外型伸放，並實施松山機場 28 跑道 LDA<sup>4</sup>進場。

1903:42 時飛航組員執行落地前檢查時，聽到一聲響，此時該機距 28 跑道頭約 9.6 哩，高度 3,148 呎。飛航組員檢視儀表後發現無任何主警告或警示作動，左發動機 N1 轉速及發動機壓力比（engine pressure ratio, EPR）指示下降，發動機尾管排氣溫度（exhaust gas temperature, EGT）指示上升，並與右發動機對應之指示有顯著差異。正駕駛員於 1903:52 與 1903:56 時分別表示：「*single engine*」、「左邊」，並於 1903:57 時解除自動駕駛，維持自動油門作動，並決定繼續進場

---

<sup>2</sup> 除非特別註記，本報告所列時間皆為臺北時間（UTC+8 小時），並以飛航服務總臺多重監視追蹤系統（multi sensor tracking system, MSTs）之時間為基準。

<sup>3</sup> 依據該機飛航資料紀錄器、座艙語音紀錄器及訪談資料。

<sup>4</sup> localizer directional aid（左右定位輔助臺）。

降落。1904:34 與 1904:40 時正駕駛員另表示：「... 叫 *pan-pan pan-pan*」、  
「左發動機現在沒有了」，隨後於 1904:50 時副駕駛員向松山塔臺宣  
告該機進入急迫情況與單發動機失效。

1905:19 時飛航組員將襟翼收起至 28 度，1906:03 時松山塔臺告  
知該機風向 280 度，風速 10 浬/時，並許可由 28 跑道落地。1908:04  
時該機於 28 跑道降落。航機落地後，機務維修人員檢查發現左發動  
機內部零件損壞並刺穿發動機外罩，該機起飛至落地之飛航軌跡如圖  
1.1-1。

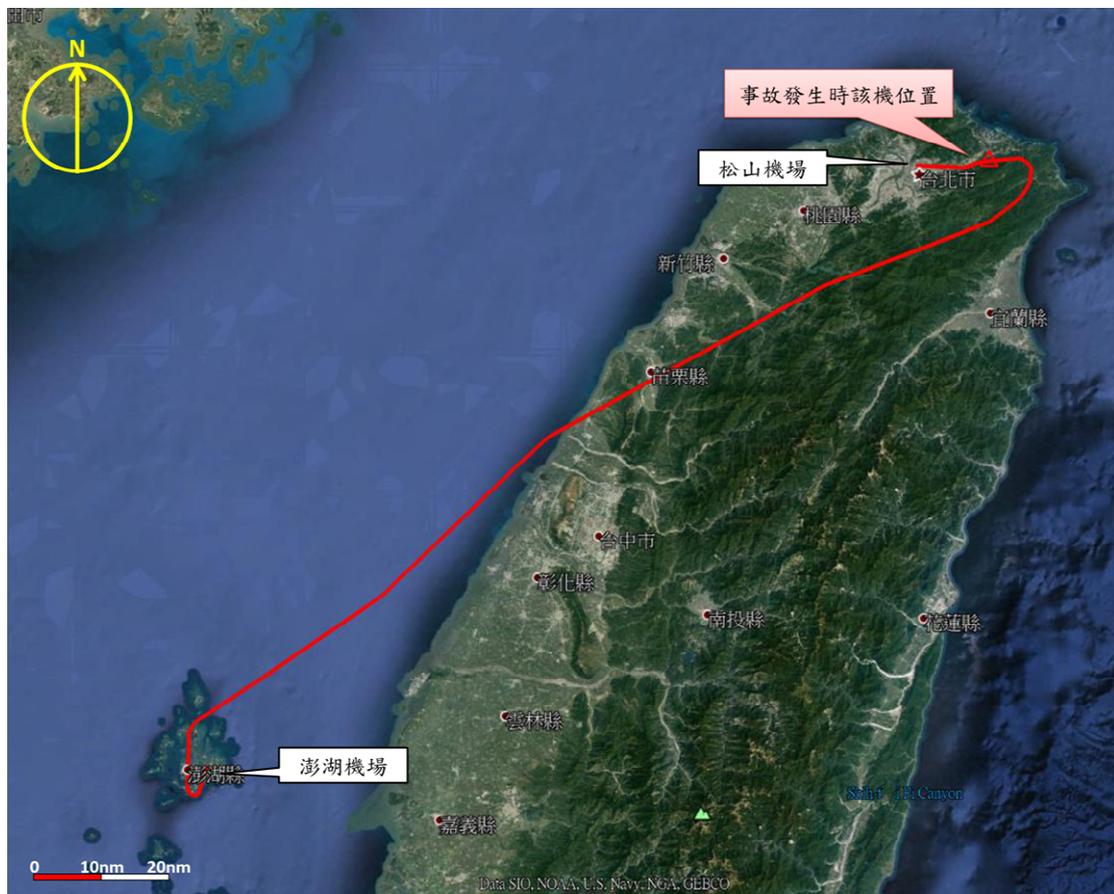


圖 1.1-1 事故機起飛至落地之飛航軌跡

## 1.2 人員傷害

無。

### **1.3 航空器損害情況**

左發動機非包容性失效 (uncontained failure)，航空器無實質損害。

### **1.4 其他損害情況**

無。

### **1.5 人員資料**

#### **1.5.1 駕駛員經歷**

飛航組員基本資料如表 1.5-1。

表 1.5-1 飛航組員基本資料表

項 目	正 駕 駛 員	副 駕 駛 員
性 別	男	男
事 故 時 年 齡	59	38
進 入 公 司 日 期	民國 98 年	民國 103 年
航 空 人 員 類 別	飛機民航運輸駕駛員	飛機民航運輸駕駛員
檢 定 項 目	MD-80S	MD-80S
發 證 日 期	民國 106 年 11 月 11 日	民國 104 年 5 月 8 日
終 止 日 期	民國 108 年 9 月 3 日	民國 109 年 5 月 7 日
體 格 檢 查 種 類	甲類駕駛員	甲類駕駛員
終 止 日 期	民國 107 年 7 月 31 日	民國 107 年 7 月 31 日
總 飛 航 時 間 <sup>5</sup>	15,611 小時	2,868 小時
事 故 型 機 飛 航 時 間	8,331 小時	2,544 小時
最 近 12 個 月 飛 航 時 間	900 小時	684 小時
最 近 90 日 內 飛 航 時 間	220 小時	166 小時
最 近 30 日 內 飛 航 時 間	85 小時	58 小時
最 近 7 日 內 飛 航 時 間	18 小時	13 小時
事 故 前 24 小 時 飛 航 時 間	5 小時	5 小時
派 飛 事 故 首 次 任 務 前 之 休 息 期 間 <sup>6</sup>	43 小時	19 小時

### 1.5.1.1 正駕駛員

正駕駛員為中華民國籍，曾為軍事飛行員，民國 98 年 8 月進入遠東航空。最近一次適職性訓練 (proficiency training, PT) 於民國 107 年 5 月 23 日完成，評語及訓練結果欄內無不正常紀錄；適職性考驗 (proficiency check, PC) 於同年 5 月 24 日完成，考驗結果為：「滿意 (satisfactory)」；最近一次年度航考於民國 106 年 10 月 30 日完成。

正駕駛員持有中華民國飛機民航運輸業駕駛員檢定證，檢定項目

<sup>5</sup> 本表所列之飛航時間，均包含事故航班之飛行時間，計算至事故發生當時 (1908 時) 為止。

<sup>6</sup> 休息期間係指符合航空器飛航作業管理規則定義，「組員在地面毫無任何工作責任之時間」。

欄內註記為：「飛機，陸上，多發動機 *Aeroplane, Land, Multi-Engine*, 儀器飛航 *Instrument aeroplane MD-80S* 具有於航空器上無線電通信技能及權限 *Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft*」；限制欄內註記為：「空白 *NIL*」；特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力(Y-M-D) *English Proficient; ICAO L4 Expiry 2020-01-16*」。

正駕駛員體格檢查種類為甲類駕駛員，上次體檢日期為民國 107 年 1 月 4 日，體檢及格證限制欄內無註記。事故後於松山機場航務組之酒精測試結果：酒精值為零。

#### 1.5.1.2 副駕駛員

副駕駛員為中華民國籍，民國 103 年 4 月進入遠東航空。最近一次適職性訓練於民國 107 年 3 月 21 日完成，評語及訓練結果欄內無不正常紀錄；適職性考驗於同年 3 月 22 日完成，考驗結果為：「滿意 (*satisfactory*)」；最近一次年度航考於民國 107 年 4 月 15 日完成。

副駕駛員持有中華民國飛機民航運輸駕駛員檢定證，檢定項目欄內註記為：「飛機，陸上，多發動機 *Aeroplane, Land, Multi-Engine*, 儀器飛航 *Instrument Rating MD-80S* 具有於航空器上無線電通信技能及權限 *Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft*」；限制欄內註記為：「*MD-80S F/O*」；特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力(Y-M-D) *English Proficient; ICAO L5 Expiry 2024-04-28*」。

副駕駛員體格檢查種類為甲類駕駛員，上次體檢日期為民國 106 年 7 月 4 日，體檢及格證限制欄內無註記。事故後於松山機場航務組之酒精測試結果：酒精值為零。

## 1.6 航空器資料

### 1.6.1 航空器與發動機基本資料

事故機基本資料統計詳表 1.6-1。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料表 (統計至民國 107 年 7 月 2 日)	
國籍	中華民國
航空器登記號碼	B-28035
機型	MD-82
製造廠商	波音
出廠序號	53480
生產線序號	2127
出廠時間	民國 84 年 12 月
接收日期	民國 93 年 11 月 1 日
所有人	樺壹租賃股份有限公司
使用人	遠東航空股份有限公司
國籍登記證書編號	100-1156
適航登記證書編號	107-04-103
適航證書生效日	民國 107 年 5 月 1 日
適航證書有效期限	民國 108 年 4 月 30 日
航空器總使用時數	26,604 小時 30 分鐘
航空器總落地次數	24,493 次
上次定檢種類	A68
上次定檢日期	民國 107 年 4 月 19 日
上次定檢後使用時數	338 小時 23 分鐘
上次定檢後落地次數	458 次

事故機發動機基本資料統計詳表 1.6-2。

表 1.6-2 發動機基本資料

發動機基本資料表 (統計至民國 107 年 7 月 2 日)		
製 造 廠 商	Pratt & Whitney	
編 號 / 位 置	No.1/左	No.2/右
型 別	JT8D-219	JT8D-219
序 號	P717825	P726049
製 造 日 期	民國 75 年 12 月	民國 80 年 9 月
最 近 裝 機 日 期	民國 106 年 12 月 17 日	民國 107 年 6 月 18 日
上 次 定 檢 種 類	A68	A68
上 次 定 檢 日 期	民國 107 年 4 月 19 日	民國 107 年 4 月 19 日
上 次 維 修 廠 檢 修 後 使 用 時 數	943 小時 51 分鐘	53 小時 36 分鐘
上 次 維 修 廠 檢 修 後 使 用 週 期 數	1,085	76
總 使 用 時 數	67,400 小時 28 分鐘	27,963 小時 58 分鐘
總 使 用 週 期 數	36,657	40,475

### 1.6.2 維修資訊

檢視航機事故前 3 個月內飛機及發動機維修紀錄，均無異常登錄。檢視事故前一年適航簽放紀錄，無最低裝備需求表項目及延遲改正缺點紀錄。事故發生前最近一次定期檢查為 A68 CHECK，無異常發現。檢視事故前 3 個月內發動機滑油消耗量監控無超限紀錄。檢視事故前 3 個月內發動機健康監控 (engine health monitor, EHM) 報告無異常發現。

### 1.6.3 事故發動機簡介

事故機裝置 2 具美國 Pratt & Whitney (P&W) 公司所生產製造之 JT8D-219 渦輪風扇發動機，該型發動機為雙軸低旁通比之全罩軸流式設計，其中包含壓縮段、燃燒室、渦輪段及尾管等，詳圖 1.6-1。

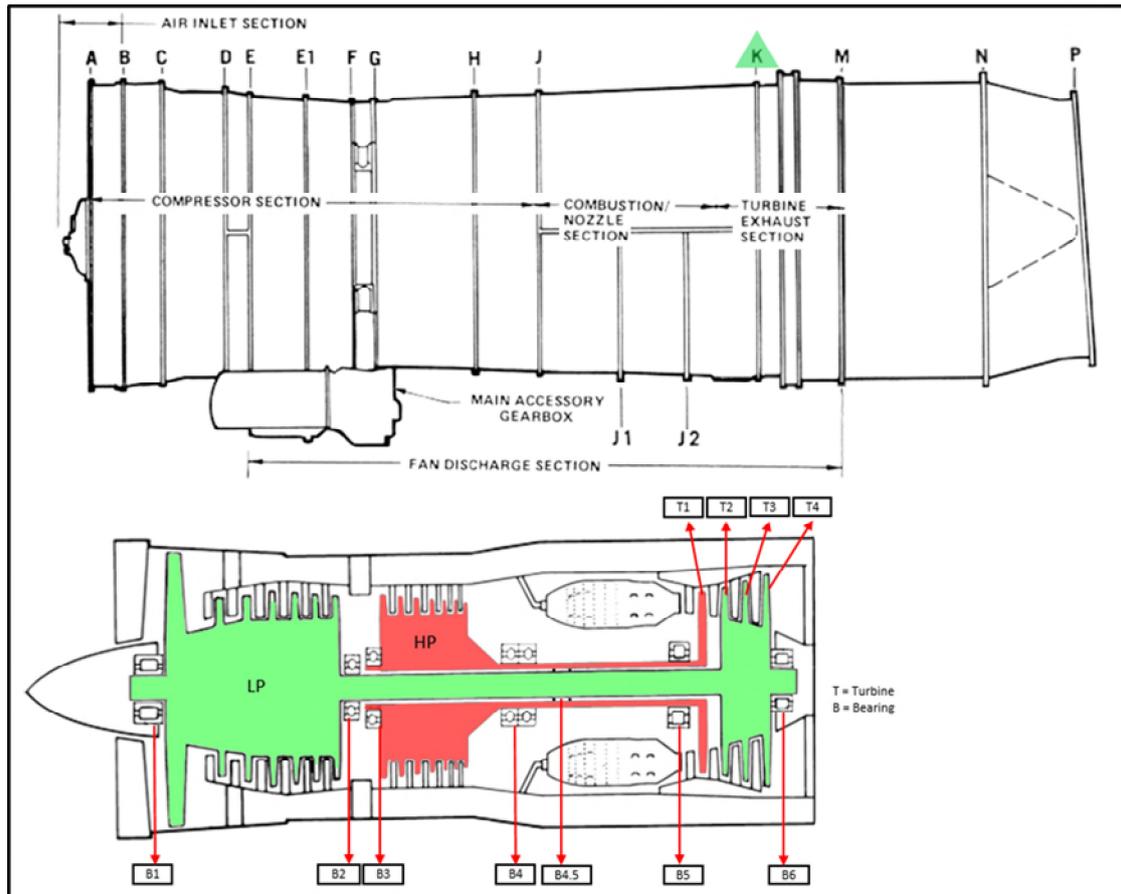


圖 1.6-1 JT8D 發動機示意圖

壓縮段包含 1 級渦輪風扇、6 級低壓壓縮器及 7 級高壓壓縮器；燃燒室由 9 個環型燃燒筒組成；渦輪段共 4 級，其中第 1 級為高壓渦輪用以驅動高壓壓縮器，第 2 至 4 級為低壓渦輪用以驅動低壓壓縮器與渦輪風扇。

### 1.6.3.1 事故發動機經歷及渦輪壽限管制

事故發動機係遠東航空於民國 105 年購入，型別為：JT8D-219，序號 P717825，購入時發動機自新件使用時間為 65,178 小時 47 分鐘，自新件使用週期為 33,619 次。該具發動機於同年 11 月 8 日首裝至機號 B-28021 之 2 號發動機位置，之後於民國 106 年 12 月 17 日安裝至事故機 1 號發動機位置，使用時間及使用週期數如表 1.6-2 所示。

低壓渦輪模組包含低壓渦輪第 2 至 4 級渦輪盤，模組件號為

725300。依據發動機維護手冊，低壓渦輪第 2 至 4 級渦輪盤均為壽限件 (life-limit parts, LLP)，使用壽限皆為 20,000 週期數。

依據維護計畫書 (maintenance planning data, MPD)，JT8D-219 發動機低壓渦輪模組須於 8,000 飛行小時或 20,000 週期內進廠執行翻修，渦輪轉子葉片於執行翻修時需逐片拆下執行檢查，據以判定各級渦輪轉子葉片是否可續用或需汰換。第 2 至 4 級渦輪轉子葉片非時限管制件，各葉片無序號與使用時數紀錄，遠東航空針對進廠執行修理之發動機，其低壓渦輪模組採取模組更換方式，以簡化使用時間管制流程。

事故發動機於前次進廠檢修時更換低壓渦輪模組，換裝之低壓渦輪模組序號為 18419H，出廠時自上次翻修後使用時數(time since overhaul, TSO)為 2,929 小時，翻修後使用週期(cycle since overhaul, CSO)為 4,644 次；至事故發生日止，該低壓渦輪模組自上次翻修後之 TSO 為 3,872 小時 51 分，CSO 為 5,729 次。

#### 1.6.4 載重與平衡

事故機載重與平衡相關資料如表 1.6-3。

表 1.6-3 載重及平衡相關資料表

實際零油重量	113,944 磅
起飛油量	17,101 磅
實際起飛總重	131,045 磅
最大起飛總重	149,500 磅
航行耗油量	4,601 磅
實際落地總重	126,444 磅
最大落地總重	130,000 磅
起飛重心位置	10.37% MAC
MAC: mean aerodynamic chord, 平均空氣動力弦	

## **1.7 天氣資訊**

無相關議題。

## **1.8 助、導航設施**

無相關議題。

## **1.9 通信**

無相關議題。

## **1.10 場站資料**

無相關議題。

## **1.11 飛航紀錄器**

### **1.11.1 座艙語音紀錄器**

該機裝置固態式座艙語音紀錄器 (solid-state cockpit voice recorder, SSCVR, CVR)，製造商為 Honeywell 公司，件號及序號分別為 980-6022-001 及 SSCVR-9631。該座艙語音紀錄器具備 2 小時記錄能力，其中 3 軌語音資料含 30 分鐘高品質錄音，聲源分別來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風、廣播系統麥克風，另 1 軌為 2 小時高品質錄音，聲源來自座艙區域麥克風。CVR 另有 1 軌 2 小時混軌錄音，包含來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風及廣播系統麥克風之聲源。

該 CVR 下載情形正常，錄音品質良好。CVR 所記錄之語音資料共 121 分 0 秒，包括該班機起飛、巡航、進場、發生事故至落地後，並包含該機發動機關車後拖至棚場之時間約 30 分鐘。

### **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, FDR)，製造商為 Honeywell 公司，件號及序號分別為 980-4700-003 及 SSFDR-3217。事故發生後，本會依據製造商提供之解讀文件<sup>7</sup>進行解讀，該飛航資料紀錄器可儲存 50 小時 32 分鐘 19 秒資料，共記錄 120 項參數。

本事故之時間同步係根據 CVR 與 FDR 記錄之關鍵事件參數，再比對臺北近場管制塔臺提供之錄音抄件與 CVR 抄件內容完成同步。FDR 資料經下載解讀，與本次事故相關之飛航參數變化情形詳圖 1.11-1 至圖 1.11-2；經比對 FDR 與 CVR 抄件內容，飛航經過資料及與事故相關之訊息、通聯摘錄如下：

1. 1821 時，FDR 開始記錄。
2. 1829:22 時，自澎湖機場起飛，磁航向 200 度。
3. 1902:40 時，起落架完成伸放，距松山機場 28 跑道頭約 12 哩，磁航向 268 度，空速 172 哩/時，氣壓高度 3,712 呎，襟翼約 16 度，左發動機 N1 54.0% RPM、N2 77.8% RPM、EGT 攝氏 378 度、EPR 1.16，右發動機 N1 55.3% RPM、N2 77.8% RPM、EGT 攝氏 383 度、EPR 1.16。
4. 1903:19 時，襟翼放下至 40 度，距松山機場 28 跑道頭約 10 哩，磁航向 268 度，空速 166 哩/時，氣壓高度 3,196 呎，左發動機 N1 67.8% RPM、N2 85.3% RPM、EGT 攝氏 417 度、EPR 1.28，右發動機 N1 69.5% RPM、N2 85.0% RPM、EGT 攝氏 425 度、EPR 1.29。
5. 1903:35 時，空速 137 哩/時，氣壓高度 3,166 呎，左發動機 N1 38.3% RPM、N2 67.8% RPM、EGT 攝氏 385 度、EPR 1.06，右發動機

---

<sup>7</sup> MD-80 DFDAU Interface Control Document, Doc ID: MDC 93K9055 Rev F, 12 Jan., 2009, Boeing.

- N1 39.0% RPM、N2 68.8% RPM、EGT 攝氏 422 度、EPR 1.07。
6. 1903:40 時，空速 128 浬/時，氣壓高度 3,168 呎，左發動機 N1 62.5% RPM、N2 84.0% RPM、EGT 攝氏 478 度、EPR 1.18，右發動機 N1 78.3% RPM、N2 90.0% RPM、EGT 攝氏 530 度、EPR 1.38。
  7. 1903:42 時距松山機場 28 跑道頭約 9.6 浬，磁航向 266 度，空速 132 浬/時，氣壓高度 3,148 呎，左發動機 N1 91.8% RPM、N2 97.5% RPM、EGT 攝氏 550 度、EPR 1.78，右發動機 N1 100.8% RPM、N2 99.0% RPM、EGT 攝氏 597 度、EPR 2.04。同時間組員聽到一聲響，CVR 記錄“CAM：不明聲響”。
  8. 1903:52 時空速 144 浬/時，氣壓高度 3,186 呎，左發動機 N1 68.5% RPM、N2 94.3% RPM、EGT 攝氏 608 度、EPR 1.34，右發動機 N1 86.8% RPM、N2 92.8% RPM、EGT 攝氏 545 度、EPR 1.76。同時間組員表示單發動機失效，CVR 記錄“CAM-1：single engine”。
  9. 1903:57 時，自動駕駛解除，自動油門維持作動，空速 143 浬/時，氣壓高度 3,200 呎，左發動機 N1 67.5% RPM、N2 93.5% RPM、EGT 攝氏 607 度、EPR 1.33，右發動機 N1 85.0% RPM、N2 92.0% RPM、EGT 攝氏 536 度、EPR 1.74。
  10. 1904:50 時空速 150 浬/時，無線電高度 1,895 呎，左發動機 N1 32.5% RPM、N2 65.5% RPM、EGT 攝氏 432 度、EPR 1.02，右發動機 N1 61.0% RPM、N2 81.5% RPM、EGT 攝氏 408 度、EPR 1.21。同時間組員向松山塔臺宣告故障並表示單發動機失效，CVR 記錄“RDO-2：songshan tower pan-pan pan-pan pan-pan far eastern eight zero two six we have left single engine”。
  11. 1905:19 時，襟翼收起至 28 度，空速 149 浬/時，無線電高度 1,450 呎，左發動機 N1 55.0% RPM、N2 86.8% RPM、EGT 攝氏 508

度、EPR 1.10，右發動機 N1 78.25% RPM、N2 89.3% RPM、EGT 攝氏 470 度、EPR 1.49。

12. 1908:04 時，於松山機場 28 跑道降落，空速 141 浬/時，無線電高度 0 呎，左發動機 N1 39.8% RPM、N2 72.8% RPM、EGT 攝氏 468 度、EPR 1.04，右發動機 N1 44.5% RPM、N2 72.3% RPM、EGT 攝氏 400 度、EPR 1.04。

13. 1908:08 時，自動油門解除。

14. 1913:47 時，FDR 停止紀錄。

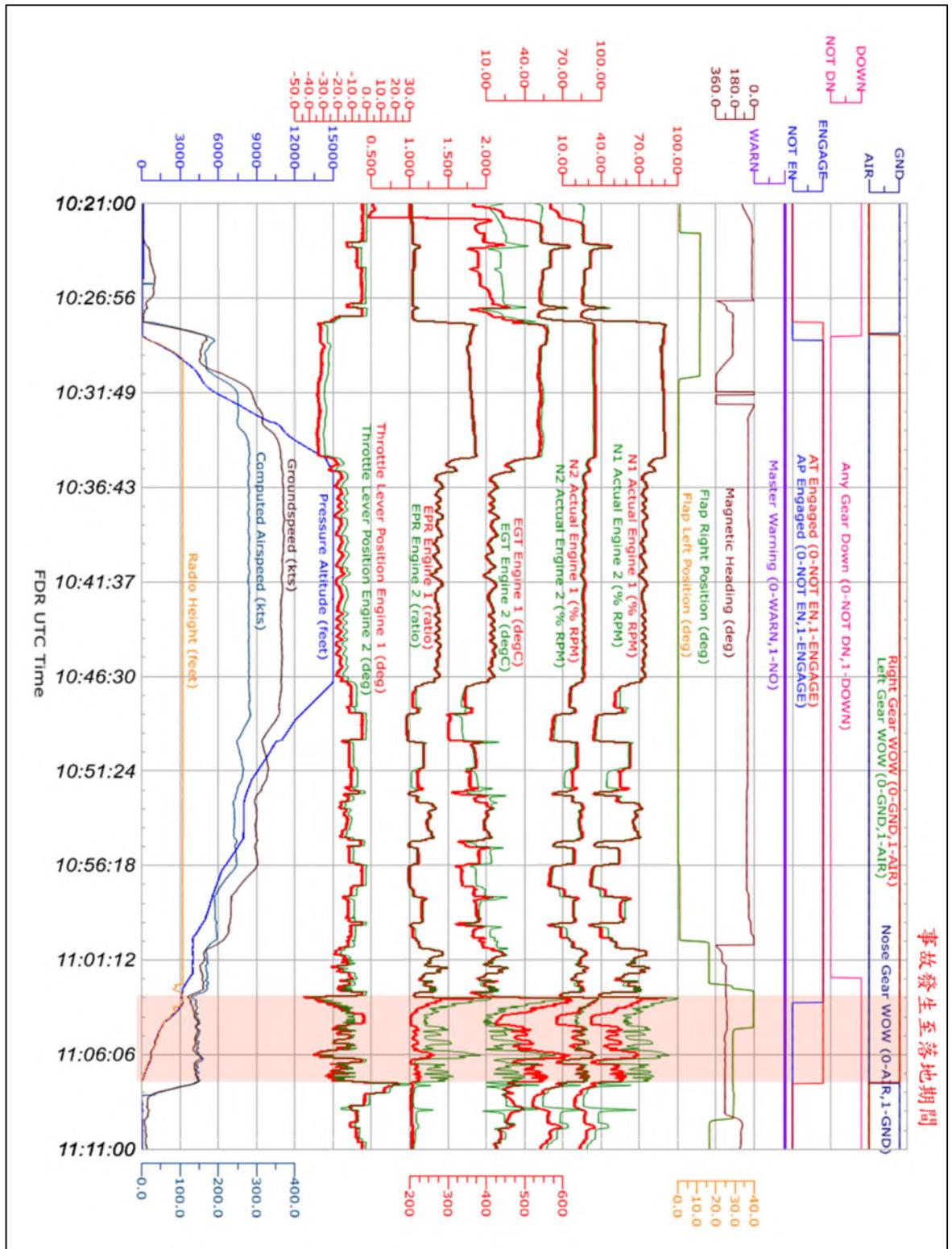


圖 1.11-1 事故航班 FDR 參數

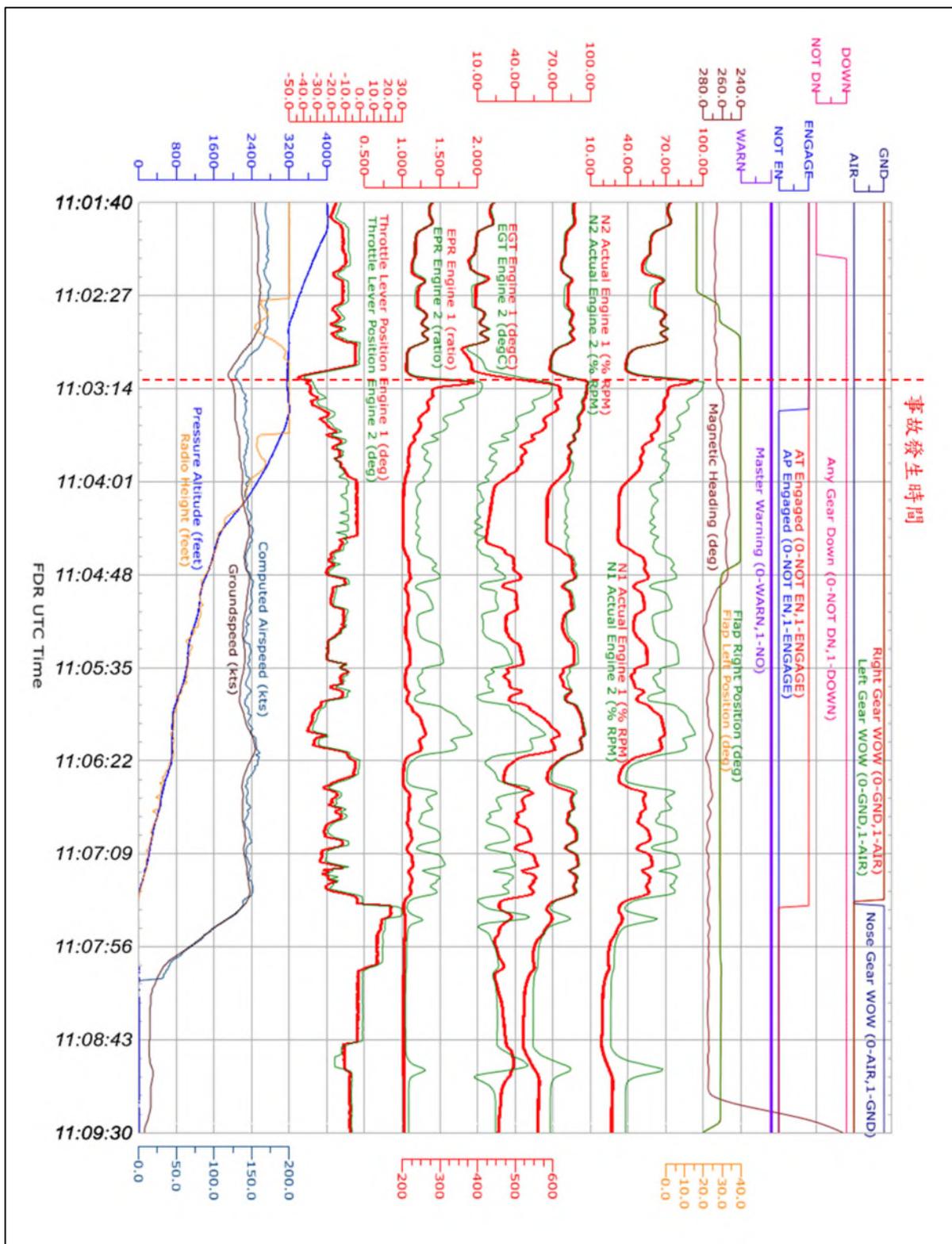


圖 1.11-2 事故發生期間至降落 FDR 參數

### 1.11.3 航管雷達資料

事故後本會取得交通部民用航空局（以下簡稱民航局）飛航服務總臺提供之多重監測追蹤系統（multi sensor tracking system, MSTS）資料，包括：時間、經度、緯度、Mode-C 高度、訊號源等。

依據 MSTS 資料，當日 1829 時事故機從澎湖機場 20 跑道起飛，1836 時爬升至巡航高度 15,000 呎並前往松山機場。該機約於 1847 時開始下降高度，約 1908 時降落。該機起飛至落地之飛航軌跡如圖 1.1-1。

### 1.12 航空器殘骸與撞擊資料

事故發動機因第 4 級低壓渦輪轉子葉片斷裂，自渦輪轉盤脫離，向外擊破渦輪扇旁通機匣後方 K-flange 機匣（位置如圖 1.6-1）約 1 點鐘至 3 點鐘位置，後續擊穿相對應位置之發動機上罩蓋，再擊穿事故機機身尾段左機身蒙皮，發動機上蓋約有長 100 吋寬 10 吋不等之長形破口，機身蒙皮擊傷範圍約 24 平方吋，其中有 3 處擊穿蒙皮處，詳如圖 1.12-1。

該機機身蒙皮遭擊穿處為非加壓區，從機尾艙門進入該區檢查，並未發現任何電器線路或油氣管路受損，該區機身內亦無發現葉片殘件，惟於事故機落地後檢查時，在左發動機下罩蓋內尋獲少許疑似葉片材質之細小破片。



圖 1.12-1 左發動機外罩及機身損壞狀況

### 1.13 醫學與病理

無相關議題。

### 1.14 火災

無相關議題。

### 1.15 生還因素

無相關議題。

### 1.16 測試與研究

#### 1.16.1 發動機拆檢

調查小組於民國 107 年 7 月 10 日與 P&W 公司飛安辦公室調查員及其亞太區域維修代表，在民航局適航檢查員及遠東航空維修部門代表陪同下，於遠東航空發動機修護部進行事故發動機拆解，主要發現如後。

第 1 級壓縮器位於 9 點鐘至 12 點鐘之定子進氣導片自其內機匣上往順時鐘方向脫離位移，詳圖 1.16-1。



圖 1.16-1 進氣導片脫離位移

使用扳手驅動液壓泵或以手扳動第 1 級高壓渦輪轉子葉片，N2 軸（高壓軸）可自由被轉動，第 1 級高壓轉子葉片後緣無損傷。N1 軸（低壓軸）第 2 級低壓渦輪前方軸表面有一約長 2 吋之環狀磨損痕跡，詳圖 1.16-2 左圖，與其相對應之第 1 級高壓渦輪盤表面有一約 1 至 2 吋之環狀磨損痕跡，詳圖 1.16-2 右圖。



圖 1.16-2 低壓渦輪軸表面環狀磨損痕跡

第 4 級低壓渦輪定子葉片扇形段 (turbine stator vane cluster) 其中 5 組自渦輪脫離，詳圖 1.16-3，其餘未脫離定子葉片無斷裂型態之破壞，但於葉片後緣有撞擊痕跡，詳圖 1.16-4。

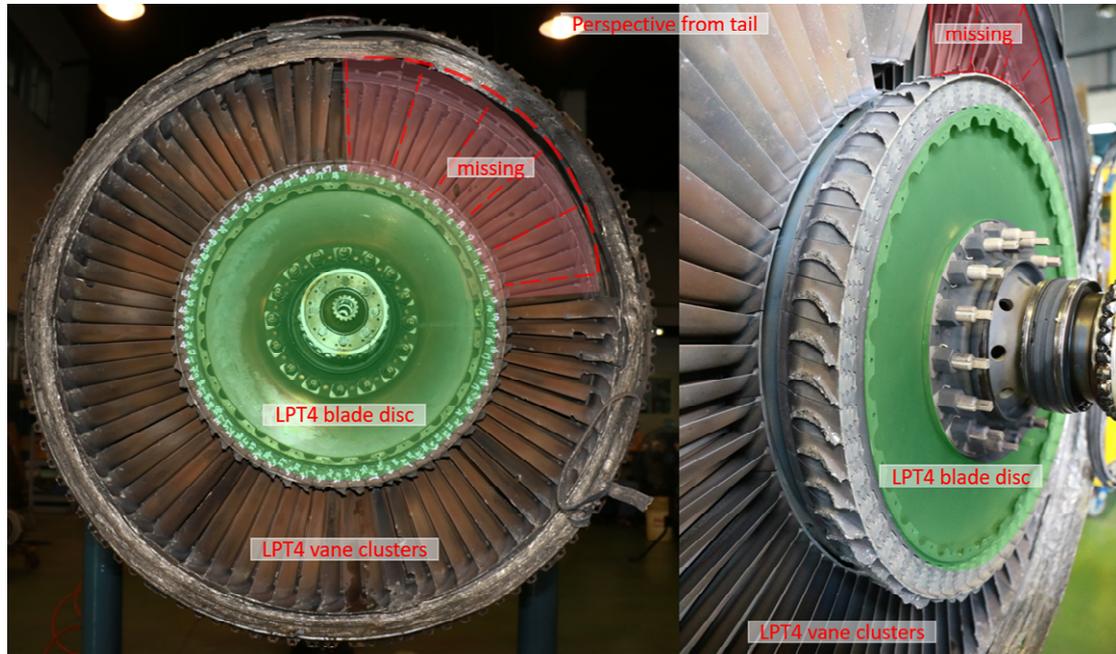


圖 1.16-3 第 4 級低壓渦輪定子葉片扇形段脫離



圖 1.16-4 第 4 級低壓渦輪定子葉片扇形段葉片後緣擊傷

所有第 3 級低壓渦輪定子葉片除部分葉片後緣有輕微擊傷外，其餘葉片大致完整。

位於渦輪扇旁通機匣後方 K-flange 螺桿與安裝孔依序自 12 點鐘以順時針方向編號 1 至 132，編號 14 至 18 區段螺桿與螺桿孔損毀，渦輪扇旁通上機匣右側約 1 點鐘至 3 點鐘位置，有一約 10 吋長的內部結構件穿刺，造成葉片外氣封環展延變形、渦輪扇旁通上機匣上有一約長 20 吋寬約 6 吋，自發動機軸心方向向外破出的裂口，該處主要有三道以破裂處為中心的扇狀輻向撕裂口，朝發動機前端延伸，由上至下編號 1 至 3，破裂長度分別約為 20 吋、17 吋及 38 吋，詳圖 1.16-5。



圖 1.16-5 發動機機匣上之扇狀輻向撕裂口

位於 K-flange 附近之渦輪扇旁通機匣與發動機渦輪排氣機匣（圖 1.16-6），其相接處破裂約位於 1 點鐘至 3 點鐘位置，該破裂區域最大寬度約 4 吋，破裂處有數根螺桿彎折變形；靠近底部有 20 根螺桿斷裂，其餘 80 根螺桿仍位於其安裝之位置。

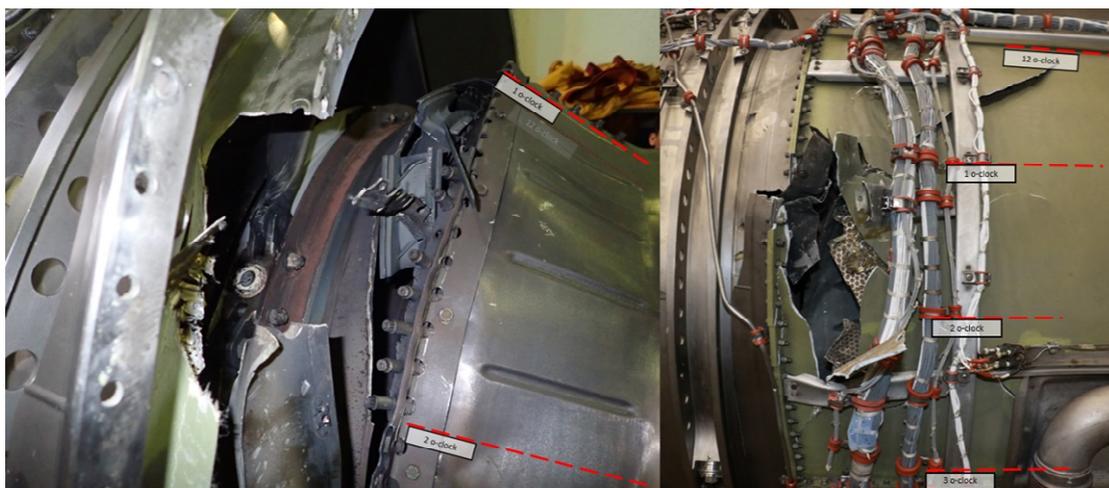


圖 1.16-6 渦輪扇旁通機匣與發動機渦輪排氣機匣損壞位置

5 號軸承目視狀況良好無顯著損傷，6 號軸承拆除後發現軸承滾柱與軸承室皆有顯著損傷，並發現一滾柱支架碎片。軸承碳封有輕微金屬磨損，外觀大致完整，但於碳封外徑凸緣上發現有部分受熱變色的跡象，詳圖 1.16-7。

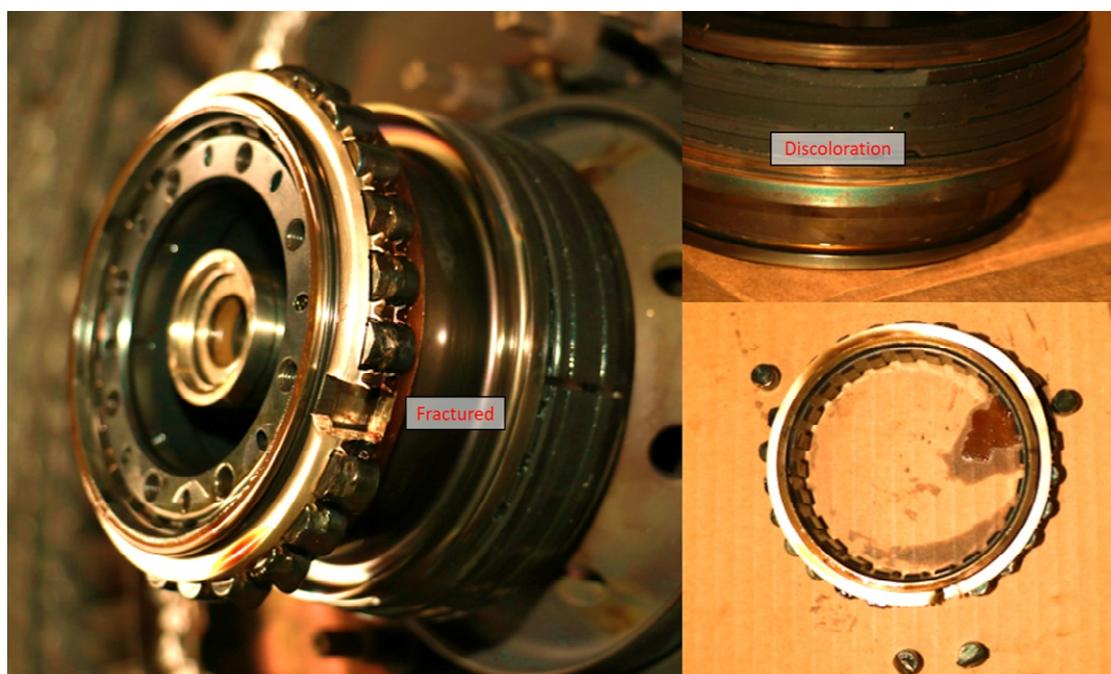


圖 1.16-7 受損之 6 號軸承

第 4 級低壓渦輪轉子轉盤狀況良好，無不正常損傷，第 4 級低壓

渦輪轉子葉片共計 58 片，全數自葉根處斷裂，僅殘存少部分葉片根部於轉子盤鳩尾榫槽（dovetails）上，事故機落地後檢查均未尋獲斷裂脫落之葉片。檢視葉片斷面，編號第 50 號葉片根部發現有疑似金屬疲勞斷面的特徵紋路，詳圖 1.16-8。



圖 1.16-8 疑似疲勞裂紋之葉片根部斷面

### 1.16.2 損壞件原廠檢測

調查小組聯繫本案美國國家運輸安全委員會（National Transportation Safety Board, NTSB）授權代表，請發動機製造廠 P&W 公司檢測事故發動機損壞零件，送至 P&W 公司執行檢測之損壞零件品項如表 1.16-1。

表 1.16-1 送至 P&W 公司檢測之損壞零件

	品 名	件 號
1	low pressure turbine case	815399-001
2	4 <sup>th</sup> stage low pressure turbine blades	819204-001
3	4 <sup>th</sup> stage low pressure turbine outer air seal	798164
4	turbine exhaust case	784670
5	outer fan duct	815810
6	bolts	MS9557-26
7	spacers	822903
8	No. 6 bearing outer race	636449

依據 NTSB 授權代表提供之 P&W 公司檢測報告，結論及摘要如下：

1. *All 4th stage LPT<sup>8</sup> blades were fractured transversely through the airfoil adjacent to the root platform. A singular 4th stage LPT blade was observed to have a thumbnail-shaped fatigue progression. Appearance of the fracture surface under high magnification was indicative of HCF.*

中譯：第 4 級 LPT 轉子葉片全數自葉片剖面鄰近根部處橫向斷裂，其中 1 片發現有拇指紋路形狀之疲勞紋生成，斷面外觀以高倍數影像放大後顯示為高周疲勞（high cycle fatigue, HCF）的跡象。

2. *The liberated blades and vanes caused extensive damage to the LPT 4th stage outer air seal, as well as deforming the LPT and TEC walls and flange radially outwards and cracking the TEC flange.*

中譯：脫離的轉子葉片與定子導致第 4 級 LPT 轉子葉片外部氣封

---

<sup>8</sup> low pressure turbine

大面積的損壞，同時造成 LPT 變形、TEC 內壁及凸緣輻向擴張以及 TEC 凸緣的裂損。

3. *Metallurgical sections through the TEC flange adjacent and 180° from the breach found no material or processing anomalies.*

中譯：TEC 凸緣接合處之裂口轉 180 度部位之材料金相切片顯示材料或製程無異常。

4. *Metallurgical sections through the outer fan duct case welds revealed no defects.*

中譯：外部風扇整流罩焊接之金相切片顯示無異常。

5. *LPT/TEC flange bolts showed varying degrees of shank deformation from contact with flange holes. Two fractured bolts included for examination had fracture surfaces indicative of overstress. The majority of the flange bolt spacers showed no damage; the worst showed mushrooming and outer diameter impact deformation.*

中譯：LPT/TEC 螺桿與螺桿孔接合部位呈現不同程度的變形，檢視兩根折斷之螺桿斷面為過載斷裂所致，多數螺桿襯套無損傷，最嚴重者呈現襯套拉伸及外徑撞擊變形。

6. *The subject no. 6 bearing outer race showed heavy wear on the forward side of the inner diameter, reducing wall thickness and liberating the forward damper land and leaving a thin section of the piston ring groove connected to the outer race.*

中譯：6 號軸承外環內徑前端嚴重磨損使外環厚度減少，導致前減震脫落，造成活塞環槽與外環相接部位出現空隙。

因 NTSB 授權代表所提供之 P&W 公司檢測報告並未針對葉片高

周疲勞成因做進一步分析及說明，調查小組再聯繫 NTSB 授權代表，請 P&W 公司協助分析葉片高周疲勞成因事宜，NTSB 授權代表及 P&W 公司並未針對肇致本案葉片高周疲勞斷裂原因提供相關說明，僅提供造成高周疲勞原因如下。

Blade fractures progress in fatigue (HCF) following the loss of vibration damping due to changes between the blade notch contact surfaces. (中譯：因葉片間榫槽表面接觸的改變使震動緩衝喪失，致產生高周疲勞進而造成葉片斷裂。)

Contributing factors to HCF. (中譯：高周疲勞產生原因)

- Wear from buffeting during normal operation (中譯：正常操作過程中之抖振所造成的磨損)
- Loss of blade pre-twist (中譯：葉片預扭喪失)
- Repair quality (中譯：維修品質)

## 1.17 組織與管理

無相關議題。

## 1.18 其他資訊

### 1.18.1 訪談資料

#### 1.18.1.1 正駕駛員訪談摘要

正駕駛員事故當日任務派遣為 6 個架次，事故架次為最後一架次，前 5 架次發動機狀況皆正常。事故架次原規劃讓副駕駛員擔任 PF，但考量松山機場當時係使用 28 跑道落地，副駕駛員經驗較少，且通常使用 28 跑道時吹西南風，風向風速不定，且為晚上與非精確性進

場，所以受訪者決定仍由其擔任 PF。

受訪者表示，事故機至攔截 LDA 時都正常，當航機約距松山機場 9 或 10 哩，接近五邊最後進場定位點（final approach fix, FAF），高度約 3,000 至 2,500 呎，飛航組員正在執行落地前檢查時，突然聽到一聲響，以為是撞到東西，隨即檢查儀表，並無主警告/警示燈與聲響，惟發動機儀表顯示；左邊 EPR 開始下降到約 1.1 多，右邊約 1.4；EGT 右邊是 400 多，左邊已經 540 多；N1 左邊 70 多，右邊 90 多；N2 不太記得。雖然左發動機相關參數值與右發動機有明顯差異，但仍在綠色範圍內。而飛機開始出現左偏。由於航機已在 FAF，受訪者遂解除自動駕駛，改以手動飛行，並參考精確進場滑降指示燈（precision approach path indicator, PAPI），修正航機進場。受訪者表示處置過程中並未關斷左發動機，自動油門沒有解除，亦沒有手動收左側油門，主要是因為左邊動力雖有下降，但沒有完全消失，還有剩餘馬力可用，EGT 雖達 540 多，但仍未超限。

受訪者表示，依規定通過 FAF 不論是火警或單發動機失效都要繼續進場，而不執行相關緊急處置程序。副駕駛員曾提醒是否對後艙廣播，但受訪者表示不需要。當下受訪者認為保持飛機姿態，安全落地最重要，並請副駕駛員向塔台報「pan-pan（急迫情況）」，以及回覆塔台不需要地面支援，因為檢視過發動機儀表狀態仍可處置，馬力沒問題。

航機落地後，受訪者曾拉起反推力器手柄，左邊的指示燈未亮，所以受訪者又將手柄推回，採全跑道脫離。

受訪者表示發動機狀況分為火警、失效與 surge<sup>9</sup>，然而事故當時並未完全符合此三種狀況。

---

<sup>9</sup> 發動機衝擊指因流經發動機壓縮段內部氣流不連續，致輸出馬力暫時下降或喪失的狀況。

### 1.18.1.2 副駕駛員訪談摘要

副駕駛員事故當日返回松山機場時擔任 PM 的工作，航機採 LDA 28 跑道進場，攔截 LDA 並完成落地前檢查後，忽然聽到「碰」的一聲，飛機也晃了一下。當下受訪者檢查發動機儀表指示，確認駕駛艙內並無任何警告燈亮，便立即檢查飛行儀表，此時機長呼叫 left engine failure（左發動機失效），立即檢查左發動機仍有 N1、N2 及 EGT 指示，只有 EPR 明顯低於正常數值，經機長指示並確認後向塔台呼叫「pan-pan（急迫情況）」及左發動機失效。當時能見度佳且已目視跑道，飛機仍可保持操控，機長決定繼續進場落地，於是保持 PM 工作職責，交互檢查飛行姿態、參數與跑道位置，並提供機長修正參考。

受訪者表示當時是以掌控飛機操作為主，因為落地在即，遂未花時間了解左發動機到底發生什麼狀況，還是以落地為優先考量，未再翻閱各項程序，亦未有顯而易見的 memory items（記憶項目）可以套用。進場操作過程中，與平日正常進場差異係飛機偏側的狀況越來越大，對進場參考速度已不復記憶。受訪者認為該次進場符合公司穩定進場條件，自認當時組員資源管理與飛航組員精神狀況也都正常，最後亦安全落地。

副駕駛員當日共執行 6 架次飛航，事故發生為最後一架次，其他架次於執行過程並無異狀，維修紀錄本上亦無相關發工紀錄。

## 1.18.2 飛航操作相關手冊

### 1.18.2.1 航務手冊

遠東航空航務手冊（flight operations manual, FOM）中，與本事故有關之內容，包括：急難與急迫通訊、緊急處置程序、發動機失效等之規定摘錄如下：

#### 急難與急迫通訊

## 8.5 急難與急迫通訊

空中遇到異常情況向航管發送急難(MAY DAY)或急迫(PAN PAN)通訊，組員完成狀況處置後，若有可能與聯管中心聯繫，需告知以上情況，以利及時進行內、外通報。

### 8.5.1 急難通訊

#### B. 急難通話

- a. 急難通話係機長的權責。當合理判斷飛機及/或乘客面臨到死亡或重大危險的威脅，而需要立即協助時，應發出急難通話(Distress Communications)。公司政策要求遭遇緊急油量、單發動機失效，以及其他必須優先落地之情況時，組員應發出急難通話。

## 緊急處置程序

### 11.1 通則

- C. 在緊急/不正常情況下，飛航組員應運用下列原則應變之：
  - a. 訂出優先順序(prioritization) Aviate、Navigate、Communicate。
  - b. 分工合作(task sharing)。
  - c. 區分 PF/PM 職責 (division of PF/PM duties)。
  - d. 組員協調(crew coordination)。

## 發動機失效

### 11.4.3 發動機失效

- A. 雙發動機中一具失效
  - a. 依據各機型之飛航組員操作手冊(FCOM)、飛航組員訓練手冊(FCTM)及機種訓練手冊(PTM)操作。
  - b. 如無法維持航機之操作，則應向航管單位宣告緊急狀況(MAYDAY)。
  - c. 原則上，通知航管單位本機為一發動機失效情況，並應選擇最近合適機場，儘速落地。

### 1.18.2.2 MD-80 型機快速參考手冊

MD-80 型機快速參考手冊 (quick reference handbook, QRH) 之緊急處置程序與發動機有關者為發動機失效/空中發動機關車 (ENGINE FAILURE/INFLIGHT ENGINE SHUTDOWN)，如圖 1.18-1。

<b>ENGINE FAILURE/INFLIGHT ENGINE SHUTDOWN</b>	
Throttle (Affected Engine) .....	IDLE
FUEL Lever (Affected Engine) .....	OFF
PNEU X-FEED VALVE Lever (Affected Engine) .....	CLOSE
AUX and TRANS HYD PUMPS Switches .....	AS REQUIRED
ENG IGN Selector/Switch .....	AS REQUIRED
FUEL TANKS Pumps Switches/FUEL X FEED Lever ...	AS REQUIRED
Electrical Loads .....	CHECK
AIR COND SHUTOFF Switch .....	OVRD
ENG SYNC Selector .....	OFF
AIR CONDITIONING SUPPLY Switch (Affected Engine) .....	OFF
<u>Airplanes With Two AIR FOIL Anti-Ice Switches:</u>	
Associated AIR FOIL Anti-Ice Switch .....	VERIFY OFF
<i>NOTES: Restricted rudder may result after applying maximum rudder due to asymmetric thrust. If RUDDER TRAVEL UNRESTRICTED light does not illuminate during deceleration, momentarily centering rudder pedals and rudder trim may allow rudder throw limiter to return to speed-scheduled position.</i>	
<i>Autopilot may be used during a single engine condition until final approach fix, at which time it should be disconnected. Maximum flap position for single engine approach is 28°. Rudder trim should be zeroed before landing.</i>	
TCAS Mode Selector .....	TA
Land at nearest suitable airport.	
<b>[END]</b>	

圖 1.18-1 發動機失效/空中發動機關車之緊急處置程序

### 1.18.2.3 MD-80 型機飛航組員操作手冊

遠東航空 MD-80 型機飛航組員操作手冊 (flight crew operations manual, FCOM) 規定，LDA 進場於 FAF 前，飛航組員應執行落地前檢查 (before landing check)，檢查項目如圖 1.18-2 所示。

<b>BEFORE LANDING</b>	
Prior to landing, alert the cabin.	
ENG SYNC Selector .....	OFF
Landing Gear .....	DOWN / 3 GREEN
Cabin Pressurization .....	AS REQUIRED
SPOILER Lever .....	ARM
Brake Pressure .....	CHECK
Flaps/Slats .....	___°/LAND
TRI/TRP .....	GA
Landing Lights .....	AS REQUIRED
Annunciator/Annunciation Panel .....	CHECK
BEFORE LANDING CHECKLIST .....	COMPLETE
<b>[END]</b>	

圖 1.18-2 落地前檢查項目

### 1.18.2.4 MD-80 型機駕駛員訓練手冊

遠東航空 MD-80 型機駕駛員訓練手冊 (MD-80's pilot training manual) 1.2.3.5 節中與本事故有關之內容包括：最後進場階段遭遇火警「A.於 FAF 以前，依 QRH 完成相關程序。B.於 FAF 以後，PIC 視當時情況決定是否完成 Memory Items。C.當飛機通過 400 呎 (AGL) 以下，以能安全落地為優先考量，待完成落地後，再執行火警相關程序。」。

### 1.18.3 事故發動機相關適航指令

#### 1.18.3.1 適航指令 CAA-2011-03-013

我國民航局依據美國聯邦航空總署（Federal Aviation Administration, FAA）所發布的適航指令 FAA AD 2005-02-03，於民國 94 年 1 月 28 日發布適航指令 CAA-2005-01-022，要求國內業者針對事故型發動機第 4 級 LPT 轉子葉片進行初始和後續重複的扭矩檢查，以管制葉冠槽（notch）磨損狀況並於超限時更換葉片；該適航指令亦要求將 LPT 至渦輪排氣機匣間的固定螺桿及螺帽，替換成以 Tinidur 材料製成的構型。

自適航指令 FAA AD 2005-02-03 生效後，國際間發生 9 起因安裝 Tinidur 材質螺桿之同型發動機失效事故，FAA 為防止該型發動機渦輪葉片失效造成非包容性損壞，重新發布 FAA AD 2011-07-02 取代 FAA AD 2005-02-03，目的在於防止因 LPT 轉子葉片失效可能使非包容性發動機失效碎片損害飛機（*to prevent turbine blade failures that could result in uncontained engine debris and damage to the airplane*）。民航局亦於民國 100 年 3 月 31 日依該文件發布適航指令 CAA-2011-03-013（如附錄 1）取代 CAA-2005-01-022。

CAA-2011-03-013 要求依據 JT8D A6494 第 1 版將原先以 Tinidur 製成，固定 LPT 與渦輪排氣機匣的螺桿長度增加，同時要求裝上一可避免螺桿斷裂及防止機匣邊緣撕裂的隔離襯套；除此外，CAA-2011-03-013 內容與原適航指令同樣要求使用者執行 P&W 公司發布的緊急技術通報（Alert Service Bulletin, ASB）ASB No. JT8D A6224 R6 內容中之渦輪葉片的扭矩檢查。

依據 P&W 公司分類，ASB No. JT8D A6224 為一第三級<sup>10</sup>技術通

---

<sup>10</sup> 依據 P&W 公司技術通報等級，第三級建議通報內容依所要求的使用時間或週期條件執行。

報，內容敘述發動機正常操作下的應力會對葉片間交錯的葉冠槽表面產生磨損，造成葉片操作應力增加，同時減少葉片振動的緩衝，因而會使振動逐漸加劇；此技術通報提供葉冠槽是否存在過度磨損之檢查程序及時距，以防止低壓渦輪轉子葉片可能因過度的非常態性震動而導致高周疲勞<sup>11</sup>（high cycle fatigue）斷裂或發動機空中關車的機率。

依據 ASB No. JT8D A6224 R6 之檢查程序及時距，第 4 級低壓渦輪葉片須於不同的葉片條件下，使用該技術通報所規定之特種量具，週期性檢查葉片間距的扭矩值，以管制葉片檢查時距及決定是否可繼續使用。依據該技術通報，檢查葉片間距扭矩值必須發動機裝置於飛機上（On-wing），且有安裝發動機尾管的條件下執行。

依據該技術通報，第 4 級渦輪轉子安裝新葉片或翻修葉片後之初始檢查時間，依不同葉片構型分別有 4,000、5,000、7,000 及 10,000 飛行小時內完成初始檢查之限制，之後再依檢查結果依據該技術通報規定時距重複執行檢查，此週期性檢查限制及時距如表 1.18-1。

---

<sup>11</sup> 高周疲勞為疲勞形式之一，指材料在低於其降伏強度的循環應力作用下，在失效前受高周次負載所造成。

表 1.18-1 週期性檢查限制時距表

<b>Number of Readings</b> ( 扭矩數值 )	<b>Inspection Torque Readings</b> ( 扭矩檢查結果 )	<b>Disposition</b> ( 限制敘述 )
Greater than or equal to 15 lb-in(1.695 N.m) ( 大於或等於 15 吋磅 )	All. ( 全部葉片 )	Repeat torque inspection within 1,000 hours TIS since last inspection. ( 1,000 小時內執行下一次檢查 )
Less than 15 LB-IN (1.695 N.m) but greater than or equal to 10 LB-IN (1.130 N.m) ( 小於 15 吋磅但大於或等於 10 吋磅 )	One or more. ( 1 或 1 片以上 )	Repeat torque inspection within 500 hours TIS since last inspection. ( 500 小時內執行下一次檢查 )
Less than 10 LB-IN (1.130 N.m) but greater than or equal to 5 LB-IN (0.565 N.m). ( 小於 10 吋磅但大於或等於 5 吋磅 )	One to six. ( 1 至 6 片 )	Repeat torque inspection within 125 hours TIS since last inspection. ( 125 小時內執行下一次檢查 )
Less than 10 LB-IN (1.130 N.m) but greater than or equal to 5 LB-IN (0.565 N.m) ( 小於 10 吋磅但大於或等於 5 吋磅 )	Seven or more. ( 7 片以上 )	Remove engine from service within 20 hours TIS since last inspection. ( 20 小時內拆除發動機 )
Less than 5 LB-IN (0.565 N.m) ( 小於 5 吋磅 )	One or more. ( 1 片以上 )	Remove engine from service within 20 hours TIS since last inspection. ( 20 小時內拆除發動機 )

依據該技術通報，除非第 4 級低壓渦輪轉子葉片全數 58 片更換新件、為翻修件或透過此技術通報的檢查等上述三種條件，方可依所對應的條件歸零重新計算下次檢查時距，否則葉片的使用時間須持續累計，不同條件狀況的葉片混用，只能以最低剩餘可用的葉片時數作為下次屆期檢查的時距計算。

### 1.18.3.2 執行適航指令 CAA-2011-03-013 紀錄

遠東航空 MD-80 機隊發動機因維修時程管制及營運調度等考量，LPT 模組<sup>12</sup>採整組拆移方式執行更換。

調查小組檢視遠東航空執行事故發動機適航指令 CAA-2011-03-013 之工單及文件紀錄，事故發生時左發動機所裝用之發動機前壓縮器驅動渦輪組（front compressor drive turbine group，又稱 low pressure turbine module, LPT 模組）序號為 18419H，所裝用第 4 級 LPT 轉子葉片件號為 819204-001，為外送或外購之翻修葉片，無翻修前總使用時間紀錄，適用之初始檢查管制時間為 4,000 飛行小時，安裝至事故發動機前，曾安裝於遠東航空另 2 具發動機使用，葉片購入裝機使用後曾執行 3 次葉冠槽磨損檢查。

依據事故發動機適航指令紀錄表，上次執行 CAA-2011-03-013 日期為民國 107 年 4 月 18 日，當時發動機使用時間 67,062 飛行小時，下次檢查屆期時間為 67,562 飛行小時。事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片斷裂前共使用 3,872:51 飛行小時，已執行過 3 次葉冠槽磨損檢查，事故前最後一次檢查結果，發現 29 個須檢測部位，其中有 7 個扭矩檢測值介於 10 至 15 吋磅間，顯示葉冠槽已有磨損現象，依據 ASB No. JT8D A6224 R6 規定，將下次檢測屆期時間縮短為 500 飛行小時。

依據遠東航空提供事故發動機之相關執行紀錄文件，調查小組發現 3 次葉冠槽扭矩檢查其中 2 次（詳附錄 2）檢查係於發動機進廠維修拆下後合併執行，並未依 P&W 公司 ASB No. JT8D A6224 R6 中所述，該檢查必須於發動機安裝於飛機上（on wing）狀態下執行。

---

<sup>12</sup> LPT 模組主要包含渦輪轉子及定子、第 4.5 及 6 號軸承管總成、後渦輪機匣等。渦輪轉子主要包含前壓縮器驅動渦輪軸、第 2、3、4 級渦輪盤與其葉片等組件，其中包含 58 片第 4 級渦輪葉片。

### 1.18.4 事故發動機型別可靠度

依據 P&W 公司提供事故發動機型別之可靠度相關資料，自民國 97 年 1 月 1 日至民國 108 年 4 月 23 日止，經確認之 JT8D-200 型發動機第 3,4 級 LPT 轉子葉片斷裂事件共計 104 起。

依據 P&W 公司統計資料，事故型發動機計至民國 108 年 3 月 31 日止，12 個月內，全球使用時數紀錄 685,314 飛行小時，發動機空中關車 (in-flight shutdown) 事件共 13 起，其中 3 起事件因 LPT 第 4 級葉片失效造成，平均每千小時失效率為 0.0189，低於發動機製造廠設定之可接受平均每千小時失效率 0.02 目標值，詳圖 1.18-3。

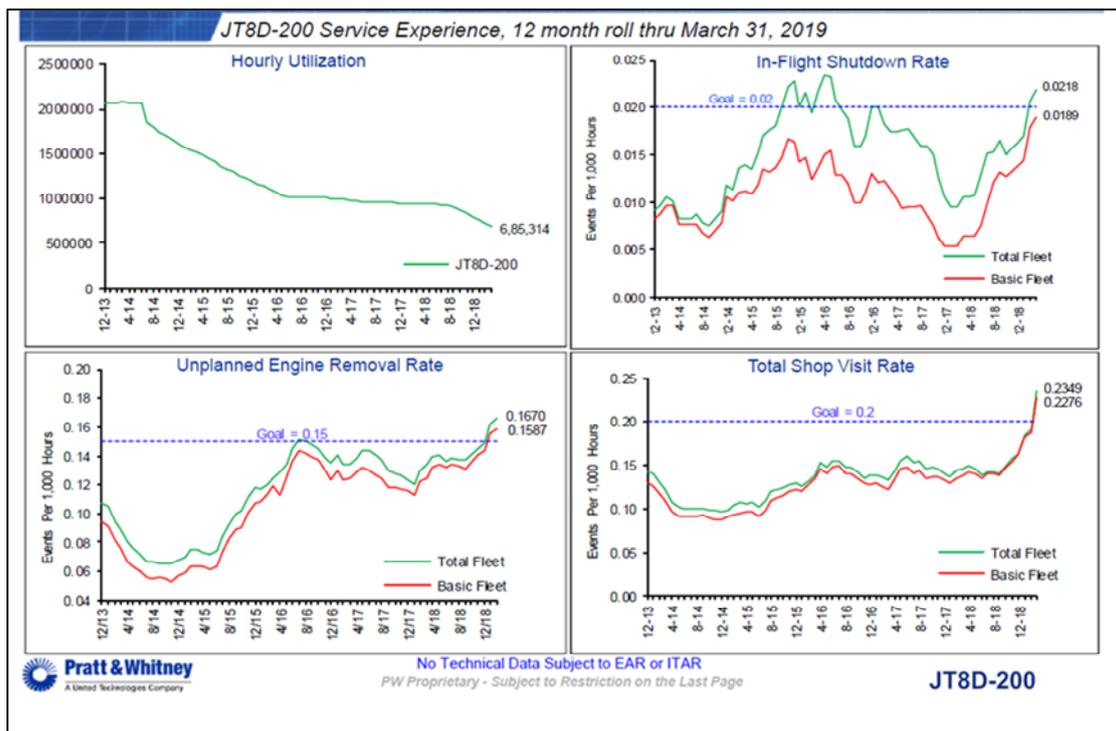


圖 1.18-3 JT8D-200 型發動機可靠度相關資料

除本次事故外，於民國 101 年 11 月 6 日，美國 Delta 航空另有 1 件同型發動機因 LPT 第 4 級葉片高周疲勞斷裂，導致非包容性失效之事故紀錄。

### 1.18.5 事件序列表

本事故之事件序詳如表 1.18-2 所示。

表 1.18-2 事件序列表

編號	時間	事件描述	資料來源	備註
1	1829 時	該機自澎湖機場 20 跑道起飛	FDR	
2	1836 時	該機到達巡航高度 15,000 呎	FDR	
3	1847 時	該機開始下降高度	FDR	
4	1903:19 時	該機完成起落架下放及襟翼 40 度伸放，並實施松山機場 28 跑道 LDA 進場	FDR	
5	1903:42 時	飛航組員執行落地前檢查時，於駕駛艙聽到一聲響	CVR	該機距 28 跑道約 9.6 浬，高度 3,148 呎
6	1903:42 至 1903:52 時	飛航組員檢視儀表後發現無任何主警告或警示作動，左發動機 N1 轉速及 EPR 指示下降，EGT 指示上升，並與右發動機對應指示有顯著差異	訪談紀錄與 FDR	左發動機 N1 由 91.8% 下降至 68.5% RPM，EPR 由 1.78 下降至 1.34，EGT 由攝氏 597 度上升至 608 度
7	1903:52 時	正駕駛員表示：「 <i>single engine</i> 」	CVR	
8	1903:55 時	副駕駛員表示：「右邊」	CVR	
9	1903:56 時	正駕駛員表示：「左邊」	CVR	
10	1903:57 時	正駕駛員解除自動駕駛，維持自動油門作動，決定繼續進場落地	CVR 與訪談紀錄	
11	1904:34 時	正駕駛員表示：「...叫 <i>pan-pan pan-pan</i> 」	CVR	

12	1904:40 時	正駕駛員表示：「左發動機現在沒有了」	CVR	
13	1904:50 時	副駕駛員向松山塔臺宣告該機進入急迫情況與單發動機失效	CVR	
14	1905:19 時	飛航組員將襟翼收起至 28 度	FDR	
15	1906:03 時	松山塔臺許可由 28 跑道落地並告知該機風向 280 度，風速 10 浬/時	CVR	
16	1908:04 時	該機於 28 跑道安全降落	FDR	

本頁空白

## 第2章 分析

### 2.1 概述

事故機飛航組員持有民航局頒發之有效航空人員檢定證與體檢證，飛航資格符合民航局與遠東航空要求。事故當時之天氣狀況符合該型機進場落地相關限制。無證據顯示於事故中，有足以影響飛航組員操作表現之藥物、酒精與疲勞因素。有關本事故之分析概以維修相關分析及飛航操作分述如後。

### 2.2 維修相關分析

維修相關分析將依左發動機失效原因、遠東航空執行適航指令 CAA 2011-03-13 方式、適航指令 CAA 2011-03-13 之效用以及事故發動機 LPT 第 4 級轉子葉片適航性等議題分述如後。

#### 2.2.1 左發動機失效原因

事故機於降落松山機場過程中，於 1903:42 時 CVR 曾記錄到不明聲響，依據 FDR 資料，在此之前航機左、右發動機 N1, N2 及 EGT 等數據均正常；於 1903:52 時正駕駛員表示：single engine，航機安降後拆檢左發動機，發現第 4 級 58 片 LPT 轉子葉片全數斷裂，檢視壓縮器葉片及第 1,2 級 LPT 轉子葉片均無撞擊損傷，第 3 級 LPT 轉子葉片除部分葉片後緣有輕微擊傷外，其餘葉片大致完整，左發動機因吸入外物肇致損壞及失效因素可排除。

拆檢左發動機發現第 4 級 LPT 編號第 50 號葉片根部斷裂面疑似存在金屬疲勞特徵紋路，之後調查小組將左發動機損壞零件共 8 項送 P&W 公司檢測，確認高周疲勞為導致第 4 級 LPT 編號第 50 號葉片斷裂原因。

編號第 50 號葉片於發動機運轉中斷裂後造成第 4 級 LPT 盤轉動不平衡，斷裂葉片撞擊造成 5 組第 4 級 LPT 定子葉片自渦輪脫離，6 號軸承移位及

其餘 57 片第 4 級 LPT 轉子葉片全數斷裂，脫落及斷裂之零件撞擊渦輪扇旁通機匣造成裂損。依據 P&W 公司檢測報告，該 57 片葉片斷裂及低壓渦輪與渦輪機匣接合處固定螺桿折斷均為應力過載斷裂所致，渦輪機匣附近材料金相切片檢視結果顯示則無異常，惟該檢測報告並無編號第 50 號葉片高周疲勞成因相關分析或說明。

事故發動機渦輪段第 2-4 級渦輪係用以驅動低壓壓縮器與渦輪風扇，第 4 級 LPT 轉子葉片全數斷裂後使左發動機進氣量減少，導致左發動機 EGT 升高；依據 FDR 所記錄之 N1 及 N2 數據，左發動機於第 4 級 LPT 轉子葉片斷裂後並未空中關車，壓縮器與渦輪段仍持續運轉，燃油泵持續供油至燃燒室，因而左發動機於航機落地前仍在運轉中。

綜上所述，事故機於降落松山機場過程中遭遇左發動機故障，排除因外物損傷所致；左發動機第 4 級 LPT 編號第 50 號轉子葉片因高周疲勞導致斷裂，葉片斷裂後造成 5 組第 4 級定子葉片脫落、6 號軸承移位及其餘 57 片第 4 級 LPT 轉子葉片斷裂，斷裂葉片撞擊造成渦輪扇旁通機匣裂損，斷裂葉片及零件擊穿左發動機外罩，導致發動機非包容性失效。

### **2.2.2 適航指令 CAA 2011-03-13 執行方式**

民航局適航指令 CAA-2011-03-013 係依據 FAA AD 2011-07-02 發布，為避免文字譯意發生誤解，民航局以英文原樣發布該適航指令。

依據適航指令 CAA 2011-03-13 規定，第 4 級 LPT 轉子葉片依葉片構型和件號及是否為新品或翻修品之不同，各有不同初始檢查時距，事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片為翻修後遠東航空購入使用，屬大型葉冠槽（large notch）之葉片，初始檢查時距為 4,000 飛行小時，遠東航空修管部門將事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片初始檢查時距訂定為 4,000 飛行小時執行。遠東航空為配合發動機使用調度，運用發動機進廠時機一併執行第 4 級 LPT 轉子葉片之葉冠槽磨損檢查，因而在事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片使用

3,872 飛行小時期間，葉冠槽磨損檢查已執行 3 次。

調查小組發現，遠東航空於接獲民航局發布 CAA 2011-03-13 後，係由其工程部門接收，依該適航指令內容程序編定完成該公司之工程指令後，交由修管部門排程及管控。事故發動機 LPT 模組過去 3 次葉冠槽磨損檢查，其中第 1、2 次檢查係於發動機拆下後進廠維修，於發動機尚未回裝飛機(off wing)之狀態下，修管部門要求修護工廠配合執行渦輪轉子葉片的扭矩檢查，與 ASB No. JT8D A6224 R6 中所述應於裝機(on wing)狀態下之執行方法不一致，遠東航空修護工廠維修人員當時並未反映實際執行裝機狀態與執行工單內提示程序不相符，以致未正確依據相關規範執行該項檢查，該 2 次 off wing 狀態下執行之結果不應做為 AD 時距管制所採用依據。

事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片葉冠槽初始檢查時距為 4,000 飛行小時，至事故發生時，第 4 級 LPT 轉子葉片翻修後總使用時間為 3872:51 飛行小時。依遠東航空執行適航指令 CAA 2011-03-13 紀錄，遠東航空事故前最近 1 次檢查後，將下次檢測屆期時距降為 500 飛行小時，結果第 4 級 LPT 轉子葉片於使用 338 飛行小時後，其中 1 片即因高周疲勞而斷裂，距下次屆期檢測時間尚餘 162 飛行小時，葉片斷裂時亦未達該適航指令設定之 4,000 飛行小時初始檢查時距。本次事故後，遠東航空依民航局要求，將 MD 機隊發動機初始執行本項適航指令時距縮短為 1,000 飛行小時。

### **2.2.3 適航指令 CAA 2011-03-13 之效用**

依據 P&W 公司可靠度資料，民國 107 年 4 月 1 日至 108 年 3 月 31 日之 12 個月期間，共計發生 13 起發動機空中關車事件，其中 3 起事件因 LPT 第 4 級轉子葉片失效造成，事故同型發動機平均每千小時空中關車率為 0.0189，低於設定之平均每千小時 0.02 失效率之目標值。

依據適航指令 CAA-2011-03-013 及 P&W 公司提供之可靠度資料，自適航指令 FAA AD 2005-02-03 生效後，國際間發生 9 起依 FAA AD 2005-02-03

完成改裝 Tinidur 材質螺桿卻仍失效之同型發動機事故；自 FAA AD 2011-07-02 發布後，包含本案，共計發生 2 起因 LPT 轉子葉片失效肇致之非包容性發動機失效事故。FAA AD 2011-07-02 修訂 FAA AD 2005-02-03 內容程序，除將固定 LPT 與渦輪排氣機匣的螺桿長度增加，同時要求裝上一可避免螺桿斷裂及防止機匣邊緣撕裂的隔離襯套，因而使該型發動機因 LPT 轉子葉片失效所肇致之非包容性發動機失效事故次數減少。

就同型發動機統計之事故次數及趨勢而言，執行更新版適航指令確實可減少因 LPT 轉子葉片失效所肇致之發動機失效事故，然本次 LPT 轉子葉片斷裂後，具高動能之斷裂葉片仍造成渦輪扇旁通機匣裂損，斷裂葉片擊穿發動機外罩之非包容性失效，而非將斷裂之第 4 級 LPT 轉子葉片侷限於渦輪機匣內，再從尾管出口向後噴出，未達該適航指令設定防止發動機非包容性失效之效果。

依前述 2.2.2 分析結果，第 4 級 LPT 轉子葉片於未達規定之檢測時間即已斷裂，並造成發動機飛包容性失效，顯示適航指令 FAA AD 2011-07-02 設定之葉片檢測規範及時距仍有修訂空間；經調查小組洽詢 NTSB 授權代表，P&W 公司針對本次事故，預於 2019 年第 3 季發布更新版 ASB A6224，修訂內容（詳如 4.2.2 所列 P&W 公司進行之改善措施）包含：葉片葉冠槽初始檢查將降為 2,000 小時、扭矩大於 15 lb-in 的重複檢查時距將由 1,000 小時降至 500 小時、扭矩小於 15 lb-in 的重複檢查時距將改為於 20 小時內拆除發動機以及只採用最低扭矩值做為重複檢查之指引。

PW 公司雖於 2019 年第 3 季發布更新版 ASB A6224，修訂 JT8D 型發動機 LPT 轉子葉片檢測規範及時距，仍應持續關注該型發動機全球使用狀況，適時修訂相關規範，以防止因轉子葉片斷裂導致發動機非包容性失效狀況之發生。

#### **2.2.4 事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片適航性**

事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片因無序號管制，故單獨葉片無總使用飛時及周期數紀錄。第 4 級 LPT 轉子葉片整組共計 58 片，依據遠東航空安裝紀錄及零組件適航掛籤內容，該 58 片轉子葉片均由新加坡 Turbine Overhaul Services Pte Ltd 依據相關維修手冊執行翻修作業，並於修理完成後開具美國 FAA 認可之適航掛籤恢復可用，再由遠東航空購入後裝機使用。

遠東航空於民國 104 年 8 月 20 日將該 58 片第 4 級 LPT 轉子葉片初始安裝於序號為 18419H 之 LPT 模組，之後遠東航空曾將該 LPT 模組安裝於序號 P728161 及 P725801 之發動機上，最後於民國 106 年 12 月 1 日，於事故機進廠維修時，將該第 4 級 LPT 模組裝用至序號為 P717825 之事故發動機上，該次進廠完成檢修後，事故發動機依遠東航空適航簽證重新恢復可用。

事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片未編列序號，且無自新品出廠總使用時間紀錄；遠東航空購入葉片裝機後，再由修管部門記錄其使用狀況，因而僅具備翻修後裝機使用及時間紀錄，依據遠東航空維修適航簽證文件資料，事故發動機第 4 級 LPT 轉子葉片並無不符合適航條件之狀況。

## **2.3 飛航操作**

飛航組員於航機降落松山機場 28 跑道進場過程中，因左發動機故障，因而宣告該機進入急迫情況與單發動機失效，飛航操作相關分析將依：左發動機異常狀況之識別及推力異常之決策與狀況處置等議題分述如後。

### **2.3.1 左發動機異常狀況之識別**

事故機機載發動機及駕駛艙儀表未安裝可自動偵測並提供飛航組員有關發動機失效之警告裝置，飛航過程中，飛航組員需依據發動機相關儀表數據指示、航機姿態變化及對發動機系統知識之瞭解，並結合其他警告燈號或訊息判斷發動機運轉狀況或故障種類。

依據 CVR 紀錄及飛航組員訪談資料，事故機自松山機場 28 跑道進場，於 1903:42 時飛航組員執行落地前檢查時，突然聽到一聲響，正駕駛員於異常聲響後，曾於 1903:52 與 1903:56 時分別表示：「single engine」及「左邊」。正駕駛員於事故後訪談表示：聽聞聲響後檢視儀表，無主警告或警示燈作動，然而，發動機儀表顯示左發動機 N1 轉速及 EPR 指示下降以及 EGT 指示上升，左發動機相關參數數值與右發動機有明顯差異，惟仍在限制範圍內，但飛機開始出現左偏狀況。飛航組員判斷事故當時左發動機動力輸出雖有下降，但未完全消失，仍有部分推力輸出。

調查小組於事故後檢視 FDR 之左、右發動機相關參數數值，於 1903:42 時異常聲響出現時，左發動機之 N1、EPR、及 EGT 數值分別低於右發動機：9.0%、0.25 及攝氏 47 度，兩具發動機性能輸出差異不大；異常聲響出現後左發動機各項性能參數數值有顯著變動，約 16 秒鐘後變動漸趨穩定。與右發動機相較下，左發動機之 N1 及 EPR 數值分別低於右發動機 17.5% 及 0.41，EGT 則高出攝氏 71 度，顯示事故發生後左發動機仍在運轉狀態，維持部分推力輸出，與飛航組員當時之判斷一致。

### 2.3.2 左發動機推力異常之決策與處置

依據遠東航空 MD-80 機種訓練手冊 1.2.3 節，飛航組員於緊急狀況處理時，應保持飛機操作、確認不正常狀況、分析情況、採取適當措施及視可能/實際情況儘速落地。

飛航組員訪談資料顯示，事故發生時松山機場能見度佳並已目視跑道，飛機仍保持可操控狀態；機長向松山塔臺宣告該機進入急迫情況與單發動機失效後，決定繼續進場落地。於此過程中，飛航組員將襟翼外型由 40 度調整至 28 度後繼續進場，除襟翼設定調整外，飛航組員並未執行其他單發動機失效之處置程序。

依單發動機失效程序，飛航組員需執行將受影響發動機之油門手柄置

於慢車位置、燃油關斷等程序並儘速落地；事故當時飛航組員雖然宣告航機為左發動機失效，然飛航組員判斷事故當時左發動機仍有部分動力輸出，且該機位置接近松山機場最後進場定位點，飛航組員亦已目視跑道，依據前述事故性質與相關手冊資訊以及已目視跑道狀況，飛航組員未完整執行單發動機失效程序，而選擇航機繼續進場儘速落地，調查小組認為飛航組員之決策及處置符合當時狀況之考量。

本頁空白

## 第3章 結論

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

### 與可能肇因有關之調查發現

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

### 與風險有關之調查發現

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

### 其他調查發現

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

#### 3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 事故機左發動機第 4 級低壓渦輪其中 1 片轉子葉片完成適航指令 CAA-2011-03-013 檢查後，於未達下次屆期檢測時間即因高周疲勞而斷裂，葉片斷裂時亦未達該適航指令設定之初始檢查時距；葉片斷裂造成

5 組第 4 級定子葉片脫落及其餘 57 片第 4 級低壓渦輪轉子葉片斷裂，脫落及斷裂葉片擊穿渦輪扇旁通機匣及發動機外罩，造成左發動機非包容性失效。（1.16.1, 1.16.2, 1.18.3.2, 2.2.1, 2.2.2, 2.2.3）

### 3.2 與風險有關之調查發現

1. 事故發動機低壓渦輪模組過去 3 次葉冠槽磨損檢查，遠東航空維修人員曾有 2 次於發動機未裝機狀態下執行檢查，不符合適航指令 CAA-2011-03-013 要求在發動機裝機狀態下執行檢查。（1.18.3.1, 1.18.3.2, 2.2.2）
2. 事故發動機第 4 級低壓渦輪轉子葉片未編列序號，且無自新品出廠總使用時間紀錄。（1.18.3.2, 2.2.4）

### 3.3 其他調查發現

1. 事故航班飛航組員持有民航局頒發之有效航空人員檢定證與體檢證，飛航資格符合民航局與遠東航空要求。無證據顯示於事故中，有足以影響飛航組員操作表現之藥物、酒精與疲勞因素。（1.5, 2.1）
2. 依據美國 Pratt & Whitney 公司可靠度資料，民國 107 年 4 月 1 日至 108 年 3 月 31 日之 12 個月期間，JT8D-219 型發動機平均每千小時空中關車率為 0.0189，低於設定之平均每千小時 0.02 失效率之目標值。（1.18.3.1, 1.18.3.2, 1.18.4, 2.2.3）
3. 依據事故發動機第 4 級低壓渦輪模組經歷文件及遠東航空維修適航簽證紀錄，事故發動機第 4 級低壓渦輪轉子葉片無不符合適航條件之狀況。（1.6.3.1, 2.2.4）
4. 依據事故性質與相關手冊資訊以及已目視跑道狀況，飛航組員未完整執行單發動機失效程序，而選擇航機繼續進場儘速落地之決策及處置，符合當時狀況之考量。（1.1, 1.11, 1.18.1, 1.18.2, 2.3）

## 第4章 改善建議

### 4.1 改善建議

#### 致 遠東航空股份有限公司

1. 依據適航指令 CAA AD 2011-03-13 及事故後 Pratt & Whitney 公司正式發布更新版 ASB A6224 R7 版修訂發動機渦輪葉片扭矩檢查時距，並依民航局要求執行低壓渦輪轉子葉片檢查。(TTSB-ASR-19-12-001)

#### 致 交通部民用航空局

1. 督導遠東航空依據適航指令 CAA AD 2011-03-13 及事故後 Pratt & Whitney 公司正式發布更新版 ASB A6224 R7 版修訂發動機渦輪葉片扭矩檢查時距，並督導遠東航空依修正之時距執行低壓渦輪轉子葉片檢查。(TTSB-ASR-19-12-002)
2. 針對事故型別發動機熱段零件無管制序號或無完整經歷證明文件者，要求遠東航空研擬建立具體可行之監控與管制方式，並持續輔導監理遠東航空事故型別發動機之使用狀況。(TTSB-ASR-19-12-003)

#### 致 Pratt & Whitney 公司

1. Pratt & Whitney 公司雖於 2019 年第 3 季發布更新版 ASB A6224，修訂 JT8D 型發動機低壓渦輪轉子葉片檢測規範及時距，仍應持續關注該型發動機全球使用狀況，適時修訂相關規範，以防止因低壓渦輪轉子葉片斷裂導致發動機非包容性失效狀況之發生。(TTSB-ASR-19-12-004)

### 4.2 已完成或進行中之改善措施

#### 4.2.1 交通部民用航空局及遠東航空公司

- 1.遠航執行 MD 機隊特檢：完成發動機第四級渦輪葉片根部一次性內視鏡(BSI)詳細目視檢查，檢查結果正常，確認所有營運飛機之發動機符合適航指令 CAA 2011-03-13 規範。
- 2.針對 CAA AD 2011-03-13 要求之 T4 Blades 扭矩檢查，將原規定發動機視翻修葉狀況或新件使用達特定飛時執行第一次檢查，後續每 1000 小時執行複檢，並視檢查結果調整複查時距。
- 3.修訂 JT8D 發動機低壓渦輪模組(T4)翻修時距，自 8000 小時/起降次數，降低至 5000 小時/起降次數。

#### 4.2.2 Pratt & Whitney 公司

*P&W updated Service Bulletin A6224 (4th blade inspection for shroud notch wear) to reduce 4th blade fractures – 3Q 2019.*

- *The first inspection for all blade configurations will be reduced to 2,000 hours.*
- *The reinspect interval for measurements greater than 15 lb-in will be reduced from 1000 to 500 hours.*
- *The reinspect interval for measurements less than 15 lb-in will be changed to remove engine within 20 hours.*
- *The number of readings will be removed, the lowest torque reading will be used for reinspect instructions.*

# 附錄 1 適航指令 CAA-2011-03-013

收文者: 遠東航空公司

 <b>適航指令發布單</b> <b>Airworthiness Directive Issuance Form</b>			
民航局 AD 編號 AD number	CAA-2011-03-013	發布日期 Date issued	2011/3/31
適用之航空產品 Applied to (models, serial numbers or part numbers, as applicable)	Pratt & Whitney (PW) JT8D-209, -217, -217A, -217C, and -219 series turbofan engines. These engines are installed on, but not limited to, Boeing 727 series and McDonnell Douglas MD-80 series airplanes.		
主旨摘要	To prevent turbine blade failures that could result in uncontained engine debris and damage to the airplane.		
民航局 CAA <input type="checkbox"/> 本國產品 Native products <input type="checkbox"/> 其他個案 Other	設計國民航主管機構 Original Authorities <input checked="" type="checkbox"/> FAA <input type="checkbox"/> EASA <input type="checkbox"/> Brazil <input type="checkbox"/> Transport Canada Civil Aviation <input type="checkbox"/> DGAC <input type="checkbox"/> Germany LBA <input type="checkbox"/> CAA-NL <input type="checkbox"/> UK CAA <input type="checkbox"/> Japan CAB <input type="checkbox"/> CAA of Israel <input type="checkbox"/> Other _____		
	設計國 AD 編號 Original AD number	2011-07-02	
	1. 直接採用原 AD 之內容?(Is the original AD directly adopted?) <input checked="" type="checkbox"/> 是(Yes) <input type="checkbox"/> 否(No) _ a. 生效日期另訂為(Re-specify the effective date as) : _____ b. 執行時限另訂為(Re-specify the compliance time or period as) : _____ 2. 使用人是否需要將 AD 執行結果向民航局提出報告?(Do Users need to report the status of compliance to the CAA?) <input type="checkbox"/> 是(Yes) <input checked="" type="checkbox"/> 否(No)		
備註 Note	This AD supersedes AD 2005-02-03(CAA-2005-01-022).Ref:Pratt & Whitney Alert Service Bulletin No. JT8D A6224, Revision 6.		
註: 1. AD 內容後附。 2. 航空器產品使用人得向民航局提出豁免、替代符合方法、執行時限之展延之申請。 3. 如有任何問題, 請聯絡交通部民用航空局初始適航科。Tel: (02)2349-6331-3, Fax: (02)2545-8464, e-mail: <a href="mailto:adcaa@mail.caa.gov.tw">adcaa@mail.caa.gov.tw</a> Note: 1. The AD text is enclosed. 2. Exemption, an alternative method of compliance or adjustment of the compliance time may be proposed to the CAA for approval. 3. For further information, please contact Civil Aeronautics Administration on Tel:(02)2349-6331-3, Fax:(02)2545-8464, e-mail: <a href="mailto:adcaa@mail.caa.gov.tw">adcaa@mail.caa.gov.tw</a>			

CAA Form ACS-P08-02

第一頁/共一頁

March 13.2009 Ver.3

存檔序號: 100-03-019

第一頁/共一頁

[Federal Register Volume 76, Number 57 (Thursday, March 24, 2011)]  
[Rules and Regulations]  
[Pages 16526-16530]  
From the Federal Register Online via the Government Printing Office [www.gpo.gov]  
[FR Doc No: 2011-6719]

---

**DEPARTMENT OF TRANSPORTATION**

**Federal Aviation Administration**

**14 CFR Part 39**

**[Docket No. FAA-2010-0452; Directorate Identifier 98-ANE-80-AD; Amendment 39-16639; AD 2011-07-02]**

**RIN 2120-AA64**

**Airworthiness Directives; Pratt & Whitney JT8D-209, -217, -217A, -217C, and -219 Series Turbofan Engines**

**AGENCY:** Federal Aviation Administration (FAA), DOT.

**ACTION:** Final rule.

---

**SUMMARY:** We are superseding an existing airworthiness directive (AD) for the products listed above. That AD currently requires initial and repetitive torque inspections of the 3rd stage and 4th stage low-pressure turbine (LPT) blades for shroud notch wear and replacement of the blade if wear limits are exceeded. That AD also requires replacing LPT-to-exhaust case bolts and nuts with bolts and nuts made of Tinidur material. This new AD requires the same torque inspection, blade, and Tinidur nut replacement actions, but requires replacement of the LPT-to-exhaust case bolts with longer bolts made of Tinidur material. This AD also requires installation of crushable sleeve spacers on the bolts. This AD was prompted by nine reports of failure of Tinidur material LPT-to-exhaust case bolts, as a result of blade failure, since AD 2005-02-03 became effective. We are issuing this AD to prevent turbine blade failures that could result in uncontained engine debris and damage to the airplane.

**DATES:** This AD is effective April 28, 2011. The Director of the Federal Register approved the incorporation by reference of certain publications listed in the AD as of April 28, 2011.

**ADDRESSES:** For service information identified in this AD, contact Pratt & Whitney, 400 Main St., East Hartford, CT 06108; phone: (860) 565-8770, fax: (860) 565-4503. You may review copies of the referenced service information at the FAA, Engine & Propeller Directorate, 12 New England Executive Park, Burlington, MA. For information on the availability of this material at the FAA, call 781-238-7125.

## **Examining the AD Docket**

You may examine the AD docket on the Internet at <http://www.regulations.gov>; or in person at the Docket Management Facility between 9 a.m. and 5 p.m., Monday through Friday, except Federal holidays. The AD docket contains this AD, the regulatory evaluation, any comments received, and other information. The address for the Docket Office (phone: 800-647-5527) is Document Management Facility, U.S. Department of Transportation, Docket Operations, M-30, West Building Ground Floor, Room W12-140, 1200 New Jersey Avenue, SE., Washington, DC 20590.

**FOR FURTHER INFORMATION CONTACT:** Ian Dargin, Aerospace Engineer, Engine Certification Office, FAA, Engine and Propeller Directorate, 12 New England Executive Park; Burlington, MA 01803; phone: 781-238-7178; fax: 781-238-7199; e-mail: [ian.dargin@faa.gov](mailto:ian.dargin@faa.gov).

## **SUPPLEMENTARY INFORMATION:**

### **Discussion**

We issued a notice of proposed rulemaking (NPRM) to amend 14 CFR part 39 to supersede AD 2005-02-03, Amendment 39-13948 (70 FR 3867, January 27, 2005). That AD applies to the specified products. The NPRM published in the Federal Register on July 1, 2010 (75 FR 38052). That NPRM proposed the same torque inspection, blade, and LPT-to-exhaust case retaining nut replacement actions as the superseded AD, but would also require replacement of the LPT-to-exhaust case bolts with longer bolts made of Tinidur material. That NPRM also proposed to require installation of crushable sleeve spacers on the LPT-to-exhaust case bolts.

### **Comments**

We gave the public the opportunity to participate in developing this AD. We have considered the comments received.

### **Request to Include Other FAA-Approved Methods**

One commenter, American Airlines, requested that paragraph (s) of the proposed AD be revised to include other FAA-approved methods not published in the OEM's engine manual.

We agree and changed paragraph (t) to state: "For the purpose of this AD, "refurbished" is defined as restoration of the shrouds and/or blade re-twist per the JT8D-200 Engine Manual, Part No. 773128, or per an operator's approved manual system."

### **Request To Allow Compliance to Alert Service Bulletin (ASB) Revision 5 or Revision 6**

One commenter, Delta Airlines, requested that we allow compliance using either PW ASB No. JT8D A6224, Revision 5, dated June 11, 2004, or Revision 6, dated May 3, 2007. They stated that their experience with back-to-back testing both with and without notch gauge support did not show any measurable differences. Revision 6 introduced the notch gauge support.

We do not agree. Revision 6 of the ASB provides an improved method of inspection that ensures that the arm of the inspection tool is parallel to the engine center line during the inspection. This yields more accurate inspection results. We do allow previous credit using Revision 5 of the ASB for performing an initial inspection before the effective date of the AD. We did not change the AD.

### **Request To Change “Modified” to “As-Cast”**

One commenter, Turborreactores S.A. de C.V., stated that in Table 4, item 5, the term “Modified” should be changed to “As-Cast” to correctly identify the blades.

We do not agree. PW Service Bulletin No. JT8D 6090 is referenced in ASB No. JT8D A6224. PW Service Bulletin No. JT8D 6090 released both a new “as-cast” blade and instructions for a field modification of existing blades, which could result in “modified” blades in the field. We did not change the AD.

### **Suggestion That Proposed AD Does Not Address Root Cause**

One commenter, Scandinavian Airlines System, suggested that the proposed AD does not address the root cause of LPT failures, which they state is stage 3/stage 4 LPT turbine blades shroud wear and subsequent high-cycle fatigue. They suggested that the proposed AD will probably improve containment with the new design of longer case bolts with crushable sleeves, but they will not eliminate the root cause of LPT failures.

We do not agree. This AD addresses the stage 3 and stage 4 turbine blade shroud notch wear with initial and repetitive torque inspections. The longer Tinidur material LPT case bolts with crushable spacers will prevent bolt fractures and/or case ripping near the flange, and will result in only a 2.02 pound weight increase. We did not change the AD.

### **Conclusion**

We reviewed the relevant data, considered the comments received, and determined that air safety and the public interest require adopting the AD with the change described previously. We have determined that this change will neither increase the economic burden on any operator nor increase the scope of the AD.

### **Costs of Compliance**

We estimate that this AD will affect 1,143 engines installed on airplanes of U.S. registry. We also estimate that it will take about 1 work-hour per engine to perform the 3rd and 4th stage LPT blade inspection, and 1.5 work-hours per engine to replace the LPT-to-exhaust case bolts and nuts and install the crushable sleeve spacers. Required bolts, nuts, and sleeve spacers will cost about \$4,576 per engine. We anticipate that 61 engines will also require blade replacement each year. Required blades will cost about \$131,560 per engine. The average labor rate is \$85 per work-hour. Based on these figures, we estimate the total cost of the AD to U.S. operators to be \$13,617,671.

### **Authority for This Rulemaking**

Title 49 of the United States Code specifies the FAA's authority to issue rules on aviation safety. Subtitle I, Section 106, describes the authority of the FAA Administrator. Subtitle VII, Aviation Programs, describes in more detail the scope of the Agency's authority.

We are issuing this rulemaking under the authority described in Subtitle VII, Part A, Subpart III, Section 44701, “General requirements.” Under that section, Congress charges the FAA with promoting safe flight of civil aircraft in air commerce by prescribing regulations for practices, methods, and procedures the Administrator finds necessary for safety in air commerce. This regulation is within the scope of that authority because it addresses an unsafe condition that is likely to exist or develop on products identified in this rulemaking action.

### **Regulatory Findings**

We have determined that this AD will not have federalism implications under Executive Order 13132. This AD will not have a substantial direct effect on the States, on the relationship between the national government and the States, or on the distribution of power and responsibilities among the various levels of government.

For the reasons discussed above, I certify that this AD:

- (1) Is not a "significant regulatory action" under Executive Order 12866;
- (2) Is not a "significant rule" under DOT Regulatory Policies and Procedures (44 FR 11034, February 26, 1979); and
- (3) Will not affect intrastate aviation in Alaska, and
- (4) Will not have a significant economic impact, positive or negative, on a substantial number of small entities under the criteria of the Regulatory Flexibility Act.

### **List of Subjects in 14 CFR Part 39**

Air transportation, Aircraft, Aviation safety, Incorporation by reference, Safety.

### **Adoption of the Amendment**

Accordingly, under the authority delegated to me by the Administrator, the FAA amends 14 CFR part 39 as follows:

### **PART 39—AIRWORTHINESS DIRECTIVES**

1. The authority citation for part 39 continues to read as follows:

Authority: 49 U.S.C. 106(g), 40113, 44701.

#### **§ 39.13 [Amended]**

2. The FAA amends § 39.13 by removing airworthiness directive (AD) 2005-02-03, Amendment 39-13948 (70 FR 3867, January 27, 2005), and adding the following new AD:



**FAA**  
**Aviation Safety**

## **AIRWORTHINESS DIRECTIVE**

[www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/](http://www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/)  
[www.gpoaccess.gov/fr/advanced.html](http://www.gpoaccess.gov/fr/advanced.html)

---

**2011-07-02 Pratt & Whitney:** Amendment 39-16639. Docket No. FAA-2010-0452; Directorate Identifier 98-ANE-80-AD.

### **Effective Date**

(a) This airworthiness directive (AD) is effective April 28, 2011.

### **Affected ADs**

(b) This AD supersedes AD 2005-02-03, Amendment 39-13948.

### **Applicability**

(c) This AD applies to Pratt & Whitney (PW) JT8D-209, -217, -217A, -217C, and -219 series turbofan engines. These engines are installed on, but not limited to, Boeing 727 series and McDonnell Douglas MD-80 series airplanes.

### **Unsafe Condition**

(d) This AD results from nine reports of failure of Tinidur material LPT-to-exhaust case bolts, as a result of blade failure, since AD 2005-02-03 became effective. We are issuing this AD to prevent turbine blade failures that could result in uncontained engine debris and damage to the airplane.

### **Compliance**

(e) You are responsible for having the actions required by this AD performed within the compliance times specified unless the actions have already been done.

### **Requirements of AD 2005-02-03**

#### **Initial Torque Inspection for JT8D-209, -217, and -217A Engines**

(f) For JT8D-209, -217, and -217A engines, perform the initial torque inspection of 3rd and 4th stage LPT blades for shroud notch wear. Use the procedures described in Accomplishment Instructions, Part 1, Paragraphs 1 through 3, of PW Alert Service Bulletin (ASB) No. JT8D A6224, Revision 6, dated May 3, 2007, at the applicable threshold in the following Table 1:

**Table 1—Initial Torque Inspection Threshold for JT8D-209, -217, and -217A Engines**

<b>Blade Type</b>	<b>Hours Time-In-Service (TIS) as of March 3, 2005 (the effective date of AD 2005-02-03)</b>	<b>Inspection Threshold</b>
(1) New pre-Service Bulletin (SB) No. 5867 (small notch) 3 <sup>rd</sup> stage turbine blades.	Any number.	Within 6,000 hours TIS.
(2) Refurbished pre-SB No. 5867 (small notch) 3 <sup>rd</sup> stage turbine blades.	(i) Fewer than 3,000.	Within 4,000 hours TIS.
	(ii) 3,000 or more.	Within 6,000 hours TIS, or within 1,000 hours TIS from March 3, 2005, whichever occurs first.
(3) New post-SB No. 5867 (large notch) 3 <sup>rd</sup> stage turbine blades.	Any number.	Within 10,000 hours TIS.
(4) Refurbished post-SB No. 5867 (large notch) 3 <sup>rd</sup> stage turbine blades.	(i) Fewer than 6,000.	Within 7,000 hours TIS.
	(ii) 6,000 or more.	Within 8,000 hours TIS, or within 1,000 hours TIS from March 3, 2005, whichever occurs first.
(5) New pre-SB No. 6029 (small notch) 4 <sup>th</sup> stage turbine blades.	Any number.	Within 6,000 hours TIS.
(6) Refurbished pre-SB No. 6029 (small notch) 4 <sup>th</sup> stage turbine blades.	(i) Fewer than 3,000.	Within 4,000 hours TIS.
	(ii) 3,000 or more.	Within 6,000 hours TIS, or within 1,000 hours TIS from March 3, 2005, whichever occurs first.
(7) New post-SB No. 6029 or new post-SB No. 6308 (large notch) 4 <sup>th</sup> stage turbine blades.	Any number.	Within 10,000 hours TIS.
(8) Refurbished post-SB No. 6029 or refurbished post-SB No. 6308 (large notch) 4 <sup>th</sup> stage turbine blades.	(i) Fewer than 6,000.	Within 7,000 hours TIS.
	(ii) 6,000 or more.	Within 8,000 hours TIS, or within 1,000 hours TIS from March 3, 2005, whichever occurs first.

**Repetitive Torque Inspections for JT8D-209, -217, and -217A Engines**

(g) For JT8D-209, -217, and -217A engines, perform repetitive torque inspections of 3rd and 4th stage LPT blades for shroud notch wear. Use the procedures described in Accomplishment

Instructions, Part 1, Paragraph 1 of PW ASB No. JT8D A6224, Revision 6, dated May 3, 2007, at the applicable intervals in the following Table 2 and Table 3:

**Table 2—3rd Stage Repetitive Torque Inspection Intervals for JT8D-209, -217, and -217A Engines**

<b>Inspection Torque Readings</b>	<b>Number of Readings</b>	<b>Disposition</b>
Greater than or equal to 15 LB-IN (1.695 N.m).	All.	Repeat torque inspection within 1,000 hours TIS since last inspection.
Less than 15 LB-IN (1.695 N.m) but greater than or equal to 10 LB-IN (1.130 N.m).	One or more.	Repeat torque inspection within 500 hours TIS since last inspection.
Less than 10 LB-IN (1.130 N.m) but greater than or equal to 5 LB-IN (0.565 N.m).	One to three.	Repeat torque inspection within 125 hours TIS since last inspection.
Less than 10 LB-IN (1.130 N.m) but greater than or equal to 5 LB-IN (0.565 N.m).	Four or more.	Remove engine from service within 20 hours TIS since last inspection.
Less than 5 LB-IN (0.565 N.m).	One or more.	Remove engine from service within 20 hours TIS since last inspection.

**Table 3—4th Stage Repetitive Torque Inspection Intervals for JT8D-209, -217, and -217A Engines**

<b>Inspection Torque Readings</b>	<b>Number of Readings</b>	<b>Disposition</b>
Greater than or equal to 15 LB-IN (1.695 N.m).	All.	Repeat torque inspection within 1,000 hours TIS since last inspection.
Less than 15 LB-IN (1.695 N.m) but greater than or equal to 10 LB-IN (1.130 N.m).	One or more.	Repeat torque inspection within 500 hours TIS since last inspection.
Less than 10 LB-IN (1.130 N.m) but greater than or equal to 5 LB-IN (0.565 N.m).	One to six.	Repeat torque inspection within 125 hours TIS since last inspection.
Less than 10 LB-IN (1.130 N.m) but greater than or equal to 5 LB-IN (0.565 N.m).	Seven or more.	Remove engine from service within 20 hours TIS since last inspection.
Less than 5 LB-IN (0.565 N.m).	One or more.	Remove engine from service within 20 hours TIS since last inspection.

(h) Subsequent repeat inspection intervals must not exceed the previous inspection interval.

**JT8D-209, -217, and -217A Engines Removed From Service**

(i) JT8D-209, -217, and -217A engines removed from service may be returned to service after a detailed inspection and repair or replacement of all blades of the failed stage, that exceed Engine Manual limits, is done. Information on repairing or replacing turbine blades can be found in Sections 72-53-12 through 72-53-13 of the JT8D-200 Engine Manual, Part No. 773128.

**Initial Inspection for JT8D-217C and -219 Engines**

(j) For JT8D-217C and -219 engines, perform the initial torque inspection of 4th stage LPT blades for shroud notch wear. Use the procedures described in Accomplishment Instructions, Part 2, Paragraphs 1 through 3 of PW ASB No. JT8D A6224, Revision 6, dated May 3, 2007, at the applicable threshold in the following Table 4:

**Table 4—Initial Torque Inspection Threshold for JT8D-217C and -219 Engines**

<b>Blade Type</b>	<b>TIS as of March 3, 2005</b>	<b>Inspection Threshold</b>
(1) New pre-SB No. 6090 (small notch) 4 <sup>th</sup> stage turbine blades.	Any number.	Within 5,000 hours TIS.
(2) Refurbished pre-SB No. 6090 (small notch) 4 <sup>th</sup> stage turbine blades.	(i) Fewer than 3,000.	Within 4,000 hours TIS.
	(ii) 3,000 or more.	Within 5,000 hours TIS, or within 1,000 hours TIS from March 3, 2005, whichever occurs first.
(3) New post-SB No. 6090, new post-SB No. 6402, or new post-SB No. 6412 (large notch) 4 <sup>th</sup> stage turbine blades.	Any number.	Within 10,000 hours TIS.
(4) Refurbished “As-Cast” post-SB No. 6090, post-SB No. 6402, or post-SB No. 6412 (large notch) 4 <sup>th</sup> stage turbine blades.	Any number.	Within 7,000 hours TIS.
(5) Refurbished “Modified” post-SB No. 6090, post-SB No. 6402, or post-SB No. 6412 (large notch) 4 <sup>th</sup> stage turbine blades.	(i) Fewer than 3,000.	Within 4,000 hours TIS.
	(ii) 3,000 or more.	Within 7,000 hours TIS, or within 1,000 hours TIS from March 3, 2005, whichever occurs first.

**Repetitive Torque Inspections for JT8D-217C and -219 Engines**

(k) For JT8D-217C and -219 engines, perform repetitive torque inspections of 4th stage LPT blades for shroud notch wear. Use the procedures described in Accomplishment Instructions, Part 2, Paragraph 1 of PW ASB No. JT8D A6224, Revision 6, dated May 3, 2007, at the applicable intervals in the following Table 5:

**Table 5—Repetitive Torque Inspection Intervals for JT8D-217C and -219 Engines**

<b>Inspection Torque Readings</b>	<b>Number of Readings</b>	<b>Disposition</b>
Greater than or equal to 15 LB-IN (1.695 N.m).	All.	Repeat torque inspection within 1,000 hours TIS since last inspection.
Less than 15 LB-IN (1.695 N.m) but greater than or equal to 10 LB-IN (1.130 N.m).	One or more.	Repeat torque inspection within 500 hours TIS since last inspection.
Less than 10 LB-IN (1.130 N.m) but greater than or equal to 5 LB-IN (0.565 N.m).	One to six.	Repeat torque inspection within 125 hours TIS since last inspection.
Less than 10 LB-IN (1.130 N.m) but greater than or equal to 5 LB-IN (0.565 N.m).	Seven or more.	Remove engine from service within 20 hours TIS since last inspection.
Less than 5 LB-IN (0.565 N.m).	One or more.	Remove engine from service within 20 hours TIS since last inspection.

(l) Subsequent repeat inspection intervals must not exceed the previous inspection interval.

**JT8D-217C and -219 Engines Removed From Service**

(m) JT8D-217C and -219 engines removed from service may be returned to service after a detailed inspection and repair or replacement of all blades of the failed stage, that exceed Engine Manual limits, is done. Information on repairing or replacing turbine blades can be found in Sections 72-53-12 through 72-53-13 of the JT8D-200 Engine Manual, Part No. 773128.

**Other Criteria for All Engine Models Listed in This AD**

(n) Whenever a refurbished or used blade is intermixed with new blades in a rotor, use the lowest initial inspection threshold that is applicable.

(o) The initial torque inspection or the repetitive inspection intervals for a particular stage may not be reset, unless the blades for that stage are refurbished or replaced.

(p) Whenever a used (service run) blade is reinstalled in a rotor, the previous used time should be subtracted from the initial torque inspection threshold.

## **What This AD Changes**

### **LPT-to-Exhaust Case Bolts and Nuts Replacement, and Crushable Sleeve Spacer Installation**

- (q) At next accessibility to the LPT-to-Exhaust Case bolts and nuts, do the following:
- (1) Replace the bolts with part number (P/N) MS9557-26 bolts; and
  - (2) Replace the nuts with P/N 375095 nuts or P/N 490270 nuts; and
  - (3) Install crushable sleeve spacers, P/N 822903, under the head of the bolts.
- (r) Guidance on replacing the bolts and nuts and installing the crushable sleeve spacers can be found in PW ASB No. JT8D A6494, Revision 1, dated January 26, 2010.

### **Previous Credit**

- (s) Initial inspections performed before the effective date of this AD using PW ASB No. JT8D A6224, Revision 5, dated June 11, 2004, or Revision 6, dated May 3, 2007, satisfy the initial inspection requirements of this AD.

### **Definitions**

(t) For the purpose of this AD, "refurbished" is defined as restoration of the shrouds and/or blade re-twist per the JT8D-200 Engine Manual, Part No. 773128, or per an operator's approved manual system.

(u) For the purpose of this AD, "As-Cast" refers to blades that were machined from new castings, and "Modified" refers to blades that were derived from the pre-SB No. 6090 configuration.

(v) For the purpose of this AD, "accessibility to the LPT-to-exhaust case bolts" refers to when the inner turbine fan ducts are removed.

### **Alternative Methods of Compliance**

(w) The Manager, Engine Certification Office, has the authority to approve alternative methods of compliance (AMOCs) for this AD if requested using the procedures found in 14 CFR 39.19. AMOCs approved for the initial and repetitive inspection requirements of AD 2005-02-03 are approved as AMOCs for this AD.

### **Related Information**

(x) For information about this AD, contact Ian Dargin, Aerospace Engineer, Engine Certification Office, FAA, Engine and Propeller Directorate, 12 New England Executive Park, Burlington, MA 01803; phone: 781-238-7178; fax: 781-238-7199; e-mail: [ian.dargin@faa.gov](mailto:ian.dargin@faa.gov).

### **Material Incorporated by Reference**

(y) You must use Pratt & Whitney Alert Service Bulletin No. JT8D A6224, Revision 6, dated May 3, 2007, to perform the torque inspections required by this AD.

(1) The Director of the Federal Register approved the incorporation by reference of this service bulletin in accordance with 5 U.S.C. 552(a) and 1 CFR part 51.

(2) For service information identified in this AD, contact Pratt & Whitney, 400 Main St., East Hartford, CT 06108; phone: 860-565-8770, fax: 860-565-4503, for a copy of this service information.

(3) You may review copies of the service information at the FAA, New England Region, 12 New England Executive Park, Burlington, MA. For information on the availability of this material at the FAA, call 781-238-7125.

(4) You may also review copies of the service information that is incorporated by reference at the National Archives and Records Administration (NARA). For information on the availability of this material at an NARA facility, call 202-741-6030, or go to [http://www.archives.gov/federal\\_register/code\\_of\\_federal\\_regulations/ibr\\_locations.html](http://www.archives.gov/federal_register/code_of_federal_regulations/ibr_locations.html).

Issued in Burlington, Massachusetts on March 14, 2011.  
Peter A. White,  
Acting Manager, Engine and Propeller Directorate, Aircraft Certification Service.  
[FR Doc. 2011-6719 Filed 3-23-11; 8:45 am]  
BILLING CODE 4910-13-P

## 附錄 2 事故發動機 LPT 模組適航指令摘要經歷紀錄

### 發動機適航指令摘要紀錄 ENGINE AIRWORTHINESS DIRECTIVES RECORDS

ENG TYPE : JT8D-219		S/N : P725801		T.S.N: 26016		C.S.N: 39929		DATE: 16-Oct-18	
NO.	民航局適航管制通知編號 CCAA A.D. No.	原製造商適航管制通知編號 ORIGINAL AUTHORITY A.D. No.	主旨/修改摘要 SUBJECT/SUMMARIES	符合方式 METHOD OF COMPLIANCE	執行週期 APPLICABLE PERIODS		規定期限 MANDATORY	完成日期 COMPLIANCE DATE	備註 NOTE
					初次 INITIAL	後續 SUBSEQUENT			
103	2011-02-007	2011-04-04	To prevent critical life-limited rotating engine part failure, which could result in an uncontained engine failure and damage to the airplane.	REVISED	APR.15.2011	N/A	N/A	APR.15.2011	The time limits section(TLS) of PW's engine manual has been revised according to EO JT8D-72-0046
			To prevent critical life-limited rotating engine part failure, which could result in an uncontained engine failure and damage to the airplane.	INSPECTION	APR.28.2012 TSN:19530 CSN:32614			APR.28.2012 TSN:19530 CSN:32614	The engine performed shop visit on Apr.28.2012 (HPT & LPT)
104	2011-03-013	2011-07-02	Engine-bolts, low pressure turbine (LPT) case - incorporation of longer bolts and additional sleeve spacers for improved containment capability	REPLACED	APR.28.2012 TSN:19530 CSN:32614		Perform this AD as engine shop visit until the AD is superseded or terminated	APR.28.2012 TSN:19530 CSN:32614	The engine performed shop visit & replaced overhaul parts, So next due to ENG TSN:23530 HRS.
			Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		APR.28.2012 TSN:19530 CSN:32614	T.S.N:21989 HRS	APR.28.2012 TSN:19530 CSN:32614	
105	2011-03-013	2011-07-02	Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		APR.21.2015 TSN:23463 CSN:36255	TSN:23530 HRS	APR.21.2015 TSN:23463 CSN:36255	REPEAT 1000 HRS
106	2011-03-013	2011-07-02	Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		NOV.23.2016 TSN:23742 CSN:36586	TSN:24463 HRS	NOV.23.2016 TSN:23742 CSN:36586	The engine perform shop visit on Nov.23.2016 and replace LPT module from P728164. So next due to Engine TSN:24218 HRS.
107	2011-03-013	2011-07-02	Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		JAN.19.2017 TSN:23895 CSN:36740	TSN:24218 HRS	JAN.19.2017 TSN:23895 CSN:36740	The engine perform shop visit on Jan.19.2017 and replace LPT module from P728161. So next due to engine TSN:25856 hrs
108	2011-03-013	2011-07-02	Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		AUG.21.2017 24815 HRS 38235 CYCS	TSN:25886 HRS	AUG.21.2017 24815 HRS 38235 CYCS	The engine performed shop visit on Aug.21.2017 & LPT module trans from ESN P728163 Engine. So next due to TSN:25515 HRS
108	2011-03-013	2011-07-02	Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		JAN.18.2018 25166 HRS 38754 CYCS	TSN:25315 HRS	JAN.18.2018 25166 HRS 38754 CYCS	Perform EO JT8D-72-0016 torque reading less than 10 lb-in but greater than or equal to 5 lb-in. Inspect again within 125 hours.

### 發動機適航指令摘要紀錄 ENGINE AIRWORTHINESS DIRECTIVES RECORDS

ENG TYPE : JT8D-219		S/N : P717825		T.S.N: 67400		C.S.N: 36657		DATE: 4-Jul-18	
NO.	民航局適航管制通知編號 CCAA A.D. No.	原製造商適航管制通知編號 ORIGINAL AUTHORITY A.D. No.	主旨/修改摘要 SUBJECT/SUMMARIES	符合方式 METHOD OF COMPLIANCE	執行週期 APPLICABLE PERIODS		規定期限 MANDATORY	完成日期 COMPLIANCE DATE	備註 NOTE
					初次 INITIAL	後續 SUBSEQUENT			
62	2011-02-007	2011-04-04	To prevent critical life-limited rotating engine part failure, which could result in an uncontained engine failure and damage to the airplane.	INSPECTION	APR.15.2011	SEE NOTE	SEE NOTE	APR.15.2011	This AD supersedes AD 2005-18-02, Amendment 39-14242. The time limits section (TLS) of PW's engine manual has been revised according to EO JT8D-72-0046
63	2011-03-013	2011-07-02	Engine-bolts, low pressure turbine (LPT) case - incorporation of longer bolts and additional sleeve spacers for improved containment capability	REPLACED	SEE NOTE	SEE NOTE	SEE NOTE	SEE NOTE	FAT bought this engine on NOV.8.2016 and received AT INC AD summary page. See TES AD status dated 16-MAY-2016 (DUE AT TSN:66178)
			Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		MAR.14.2017 65805 HRS 34601 CYCS	TSN: 66178	MAR.14.2017 65805 HRS 34601 CYCS	
64	2011-03-013	2011-07-02	Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		AUG.9.2017 66023 HRS 34850 CYCS	TSN: 66805	AUG.9.2017 66023 HRS 34850 CYCS	The engine performed shop visit on Aug.9.2017 & performed ASB 6224 R6 regarding torque limiting inspection. Next due to ENG TSN:67023 HRS
64	2011-03-013	2011-07-02	Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		DEC.7.2017 66456 HRS 35572 CYCS	TSN: 67023	DEC.7.2017 66456 HRS 35572 CYCS	The engine performed shop visit on Dec.7.2017 and performed ASB6224 R6 regarding torque limiting inspection. Next due to ENG TSN:67456 HRS
64	2011-03-013	2011-07-02	Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION		APR.19.2018 67062 HRS 36199 CYCS	TSN: 67456	APR.19.2018 67062 HRS 36199 CYCS	Perform EO JT8D-72-0016R11 for torque reading less than 15 lb-in but greater than or equal to 10lb-in. Inspect again within 500 hours.
64	2011-03-013	2011-07-02	Engine - blade, low pressure turbine (LPT) rotor, 4th stage - inspection for shroud notch wear	INSPECTION			TSN:67562		
65	2015-07-010	2015-14-05	Engine - Low Pressure Turbine (LPT) Shaft Replacement (This AD is effective Aug.25.2015)	REPLACED	AUG.31.2015	N/A	Effective day: Aug.25.2015	AUG.31.2015	LPT SHAFT P/N 820514-001 S/N: BLDLBP2254 CYCLES LIMIT 17538 CYCLES