

中華民國八十五年四月

中華航空公司 B747-200F B-198 失事調查報告

交通民用航空局

中華航空公司 B747-200F B-198 失事調查報告

壹、基本實況資料

一、飛航經過

民國八十年十二月廿九日，中華航空公司 B-747-200 B-198 號機，由正機師兩員（一員操作一員接班），副機師一員，及飛航機械員兩員（一員當值一員接班）駕駛，擔任 CI-358 自台北飛往安克拉治之定期貨機任務，航管許可保持飛航空層 290。唯在起飛九鐘後，約在 15:01 時，因兩具發動機空中脫落致撞山著火全燬，組員五人全部罹難（無地面人員傷亡），造成嚴重失事事件。

依據航管記錄 14:37 時，CI-358 獲中正機場地面管制台許可開車並推出，約 4 分鐘後獲准滑至 05L 跑道，（滑行中駕駛員收到航管許可並正確復誦），14:46:57 時，獲指示與塔台連絡，約 1 分鐘後，塔台准許在 05L 跑道外暫停待命，約在 14:50 時，獲得許可滑行進入跑道等待，期以取得與他機間之隔離。14:52:18 塔台告以風向 080 度、16 哩/時、最大 24 哩/時，並許可起飛，（駕駛艙錄音器資料顯示正駕駛在飛行），14:53:23 駕駛員發出「V2」，CI-358 從 05L 跑道升空。爬升通過 1,400 呎時，向離

場管制台報到，離場管制員告以該班機已在雷達管制之下，許可以「高速」爬升至290空層，並保持在該空層。CVR顯示在14:57:21有一聲震動隨之兩個喧雜聲。位於沿離場跑道中心延線，在海岸線上的目擊人指稱，他們曾看見兩或三個大的黑色物體落入海中，距沙灘約800至1,000公尺處，他們也看到小的白色物體，在大的黑色物體著水四或五秒後落下。

CVR記錄組員發話，有引擎故障，但不清楚是兩具引擎故障，或是2號引擎故障，也記錄有降低飛機高度，要求引導返回中正機場，與收回翼前緣襟翼。14:57:59CI-358呼叫離場管制說：「2號引擎是，啊，故障」，接著要求雷達引導返回中正機場落地。在與管制該班次的離場管制員訪談中，該管制員稱：因CI-358的雷達資料框上，顯示其高度為5,600呎，乃許可保持6,000呎，航向050「雷達引導至05L跑道最後進場航線」。CI-358報其高度為5,500呎，管制員乃許可其保持5,000呎。14:58:47離場管制員許可CI-358左轉航向270度、保持5,000呎飛航，組員複誦航向指示，在駕駛艙內正駕駛說他不能保持高度，對此飛航機械員說「多加些馬力」，正駕駛說他不能操縱飛機，並且他「已用上全部操縱量」，第二位飛航機械員說，使用全量方

向舵，對此副駕駛說「好」，對於不能左轉，動力的使用，不停消失高度，以及飛行組員不能制止飛機向右轉，有緊湊的發話，發話變得十分緊急，致使檢查錄音帶時困難，無法對全部通話內容予以記錄。

14:59:47 副駕駛對離場管制員用中文發話(以下管制員與 CI-358 之無線電通話爲中文)「我有兩具引擎故障，我不能向左轉，我正保持航向 150」管制員指示該機保持 5,000 呎並向右轉至 270 度。15:00:03 該機重複其航向與高度。

CVR 記錄顯示，組員曾討論是否「關掉引擎」，15:00:20 正駕駛做確定的反應，並聽到駕駛艙內有卡啦一聲，接著正駕駛說「右轉向 270」，對此第二位機械員說「坡度不要太大」，接著副駕駛與機械員兩人重複指出坡度太大，飛機會失速。15:00:42 駕駛盤搖動聲出現兩秒，第二位機械員與副駕駛兩人叫正駕駛拉起來。15:00:35

CI-358 組員中的一位呼叫「爬升」「爬升」「爬升」「爬升」使用的是航管離場管制週率，此乃是從 CI-358 收回的最後一次無線電發話(CI-358 的雷達航跡如附件一)。目睹人看見飛機在海上下降，在墜地前轉向陸地，CI-358 墜燬在標高 1548 呎兩個山峰之間的山谷裡，地形爲山區，且多林，組員全部罹難。

在萬里的目睹人說，飛機從海的方向飛來，保持右轉，繼續轉向右方，引擎聲音不正常，並稱機頭向下，在撞地之前見有著火。

二、人員傷亡

傷亡	組員	乘客	其他	總計
死	五	〇	〇	五
重傷	〇	〇	〇	〇
輕傷	〇	〇	〇	〇
無	〇	〇	〇	〇
合計	五	〇	〇	五

三、飛機損壞情形

撞山起火，飛機全燬

四、其他損壞

無其他財產之損毀

五、組員資料

擔任 CI-358 飛行任務之組員，五人均依現行民航法規及公司之作業程序檢定合格，依訓練記錄顯示，均通過規定的技能與航線各項考驗，並也接受所有規定的地面複訓。

機長金治平 53 歲，持有民航運輸業駕駛員執照 NO.10744 多發動機，陸用飛機檢定，與 B707、B747 型式檢定。於一九九一年十一月十一日通過第一類體檢，規定執行飛航任務時應戴矯正眼鏡。該員有 12,678 小時飛行經驗，其中 2,207 小時為 B747 機時間，過去 90 天與 30 天各飛行 194.6、與 74.3 小時，在一九九一年十一月廿九日 12:30 時報到，擔任勤務前，有約 43.8 小時休息，失事時他已執行勤務約 3 小時 31 分，其中 8 分鐘為飛行時間。該員曾在國際飛行安全(FSI)接受駕駛艙資源管理(CRM)教師訓練。(一九九一年八月，華航與 FSI 訂約，由 FSI 對華航人員施以 CRM 教師訓練，於完成 FSI 之訓練後，華航自一九九二年二月開始其 CRM 訓練計劃。)

正駕駛(PF)羅正喜 46 歲持有 NO.10833 號 ATP 陸上多引擎飛機檢定與 B737、B747 型式檢定。該員於一九九一年十二月四日通過第一類體檢，規定執行「航空人員執照權利時戴矯正眼鏡」。該員有 9,510 小時飛行經驗，其中 1,943 小時為 B747 時間，過

去30天與30天各飛行195.7與74.3小時，在一九九一年十二月廿九日12:30時報到，擔任勤務前有約72.7小時休息，其服行勤務時間與飛行時間與機長相同。

副駕駛黃君燦47歲持有高級商用駕駛員NO.20977號執照。於一九九一年十一月八日通過第一類體檢，無限制。該員有7,543小時飛行時間，其中1,795.8小時為B747機時間，過去30天與30天飛行時間分別為224.9與787小時。於一九九一年十二月廿九日12:30時報到服勤前有38.2小時休息，當天服勤時間與飛行時間與機長同。

飛航機械員朱正吉48歲持有NO.90162號飛航機械員執照，與B747檢定。於一九九一年八月一日通過第一類體檢，規定「執行其航空人員執照權利時需有矯正眼鏡備用」。該員有15,786小時飛行時間，其中10,435小時為B747機時間，過去30天與30天飛行時間分別為224.9與78.7小時。於一九九一年十二月廿九日12:30時報到，服勤前有38.2小時休息，當天服勤時間與飛行時間與機長同。

接班飛航機械員謝又昌39歲持有NO.90219號飛航機械員執照，與B747檢定。於一九九一年七月十一日通過第一類體檢規定「執行其航空人員執照權利時需有矯正眼鏡備用」。該員有7,297.9小時飛行時間，其中6,974小時為B747機時間，過去30天

與30天飛行時間，分別為247.4與82.6小時於一九九一年十二月廿九日報到服勤，有51.4小時休息，當天服勤與飛行時間與機長相同。

六、飛機資料

該機登記號碼為B-198，為波音747-200F型貨機，生產線號碼482，序號22390。一九八〇年十月十日最初交給盧森堡貨運公司，華航於一九八五年六月九日購入，直至失事時止，均擔負貨運任務。該機裝有P&WJT9D-7R4G2引擎四具，及適合儀器飛行之適當裝備，至失事時，該機累計飛行時間45,868小時，落地9,094次，依波音公司原始設計BOEING-747之預估經濟生命，為航時60,000小時落地20,000次，使用年限20年。

華航依照民航局核准之後續適航修護計劃，對該機進行修護作業，最近一次重要檢查為一九九一年二月十三日實施之「C CHECK」，一九九一年十月十日完成「B CHECK」，與一九九一年十二月廿一日成「A CHECK」，核閱這些記錄顯示，沒有任何顯著的缺點，在實施這些檢查時，對引擎派龍部分均予檢查。一九九一年十二月廿九日，CT-358的起飛重量與重心經計算為828,634磅(最大許可重量833001磅)，重心

18.3%/MAC(允許重心位置為12.5-19%/MAC)。

據華航在中正站的裝載督導稱，最後裝上前下貨艙的貨物是一盤打有64箱的衣服，這些箱子用尼龍包裹並用繩子固定，盤與箱重量是1,714公斤(3,771磅)，該盤裝載在飛機右側下貨艙門下的艙內。該督導說，完成裝載後艙門關閉正常沒有困難。

第三號引擎

第三號引擎序號725326，自一九九〇年二月七日裝上飛機以來，累積總運轉時間8,800小時，落地1,464次，修護記錄內沒有關於三號引擎派龍結構後修項目。

七、天氣資料

15:00時中正站地面觀測記錄如下：

風060度15哩/時、陣風至25哩/時。能見度6公里以上。雲1/8積雲1,600呎、5/8層積雲3,200呎、7/8層積雲5,000呎。氣溫10度C、露點4度C，高度表撥定值30.32呎Hg。

CI-358飛航計劃上12:00時中正站地面天氣觀測有下列內容：

風040度15哩/時、陣風至25哩/時。能見度6公里以上。雲2/8積雲1,600呎、4/8

層積雲 3,000 呎、7/8 層積雲 4,000 呎。

台北氣象中心於 08:00 與 20:00 時曾做高空風觀測

08:00 時有關觀測如下：

4,000 呎：風 70 度 10 哩/時、氣溫 5 度 C。

5,000 呎：風 330 度 5 哩/時、氣溫 -1.5 度 C。

6,000 呎：風 240 度 10 哩/時、氣溫 -2.9 度 C。

20:00 時記錄有下列資料：

4,000 呎：風 70 度 15 哩/時、氣溫 -1 度 C。

5,000 呎：風 30 度 5 哩/時、氣溫 -1.5 度 C。

6,000 呎：風 300 度 5 哩/時、氣溫 -2.4 度 C。

八、助航設施：

助航設施無關於本調查，而未做檢查。

九、通信：

航管與失事飛航組員間，沒有由於裝備問題，而產生通信困難之報告。

十、場站資料：

中正站位於台北之西約九英里，標高107呎，有三條跑道 05L/23R 12,008 呎長；05R/23L 9,029 呎長；06/24 10,991 呎長，較長的兩條跑道寬150呎。

十一、飛航記錄器：

該機裝有洛克希德飛機服務公司製造，型號 209 序，號 877 之數據飛航資料記錄器 (FDR)，及費柴德製，型號 A-100A，序號 50999 之駕駛艙錄音器 (CVR)，兩具記錄器均從殘骸中尋回，並經送往美國國家運輸安全委員會 (NTSB)，在華盛頓的實驗室予以判讀，FDR 內記錄機件嚴重燒燬，其記錄資料不足採信。CVR 的記錄機件未損毀已予全部抄錄。

根據飛航組員聲音的鑑別，CVR 工作組，鑑定了各飛航組員在飛機內的位置，機長坐在左座正駕駛之後的督導座位，資淺駕駛員在右座執行副駕駛工作，資深飛航機械員坐在操作台前，資淺飛航機械員則坐在其後觀察座位上，這項座位安排，符合公司程序。

CVR 抄錄資料顯示，飛行開始部分正常，約在開始拉起機頭升空後 3 分 58 秒 (R+03:58)

記錄有「兩響聲」和「一聲震動」，在 R+04:15FE 說「兩個引擎故障」，機長重複 E 的話一遍，此後其他組員告訴正駕駛不要轉，「這裡是山區」並且保持高度，飛航中的正駕駛說他不能停止飛機轉向，並說已使用全方向舵也無效用。

R+04:27FE 呼叫「襟翼，襟翼下來」，R+05:00FE 呼叫「翼前緣下來了，等等讓我看看」，除 6 秒後正駕駛指示「收起前緣」以來，再沒有關於襟翼的發話。R+05:20 正駕駛說：「解掉自動駕駛」，6 秒後記錄有（自動駕駛解掉聲音），此後，組員對保持航向困難的發話與副駕駛通知正駕駛說「高度繼續消失」正駕駛說「我不能操縱飛機」。

R+06:14 副駕駛建議「試把油門減小一點如何」，正駕駛回答「飛機不停向右轉」R+06:26 副駕駛說：「一邊機翼太高」R+06:41 機長問「我們關掉引擎吧！」FE 重復問一回，R+06:52 正駕駛說「是關掉」，1 秒後記錄有（卡嚓一響）R+07:14（駕駛盤搖動聲出現兩秒鐘）6 秒後記錄終止。

十二、殘骸與撞擊資料：

殘骸發現在兩個區域，一個區域是在飛機航跡所經之下方，接近上述 CVR 上聽到所

描述聲響之點，另一區域是撞擊現場與撞擊前的航跡下方。

第一個區域在淺水灣附近，其座標約為北緯 25° 16' 25" 至 26°、東經 121° 28' 14" 至 25" 間，80 呎深之海底，當地漁民發現三號引擎一些主要部份與四號引擎前罩在海上漂流，並於失事後數日內交給民航局。一些輕的蜂窩結構殘片，被沖上海灘，亦經收回，水下碎片區經使用邊緣掃描聲納與潛水人予以搜查，並繪製標定圖隨之實施回收，在這區域尋到並收回有三號與四號引擎與引擎支柱的重要組合併，以及（右翼）#119 機械連的一些前緣襟翼灣樑，尋到而沒有收回的有一些鐵片，（包括四號引擎保護環），在該區域內聲納搜尋已沒有其他被認為有價值的零件，致於其他飛機飛行路徑下方，所經區域有無飛機其他之零件，因為海中工作困難，未再搜尋而不能確定。

第二個區域（主要殘骸現場）位於台北北方約 19 哩處（25° 10' 21" N 121° 40' 04" E）標高約 472 公尺之萬里鄉山區。長 60 公尺、寬 30 公尺、深 15 公尺之撞擊痕跡，其方向為磁方向 315°。撞於北邊較高山之鞍部，撞擊現場為自東南向西北，燃燒之碎片擴散約 1,000 公尺之距離，地表鬆軟滿蓋農作物，向坑下挖掘則發現很多大石頭，

主要殘骸分佈爲沿飛行路徑下起自東南一哩處，在該區域內尋到有右翼組合作，如¹後緣襟翼滑軌整流罩的尾椎，與²擾流器的主要部分，這兩個零件一個在屋頂，一個在農田尋到。

除淺水灣附近，及CI-358飛行路徑下水域之零件未收回外，所有其他飛機零件，與零件碎塊在主撞擊現場附近內尋到，並予識別約50%機翼結構、10%機尾結構90%飛行操縱致動器，與主輪大部份重要碎片件。

(一)、引擎罩與派龍：

1號與2號兩具引擎及其蓋罩、派龍等，在主殘骸現場尋到，部分受燃燒損壞，兩具引擎的防葉片摩擦帶，有深的摩擦痕，集中在引擎上方，顯示高速葉片段的旋轉。依據工廠引擎專家與美國國家運輸安全委員會的意見，這種摩擦似爲與引擎在撞地前之舜間，引擎罩受特大的旋轉力，或空氣動力的負荷所致。此外兩具引擎的高壓壓縮器段，亦發現葉片觸及機匣的損壞情況，大部份的葉片前緣微損。

3號引擎與其葉片盤，在近淺水灣，北緯25。16'23"、東經121。28'12"

海中尋獲，在1992年7月18日自海中收回，經在海水中浸蝕六個月後，整個引擎上覆滿海中生物，很多組零件受鹽水腐蝕損壞，機匣遭受左側向內之撞擊，依調查組的檢查，其低壓壓縮器葉片的摩擦與引擎罩進氣道下方，因遭受強大空氣動力負荷，引擎向右急速揚升所產生的摩擦相似，其他引擎上沒有發現這樣的擦痕，檢查引擎外側沒有任何撞擊損壞。

4號引擎在失事一個月後，在北緯25°16'19"、東經121°27'52"之海中尋獲，並於1992年3月1日收回，引擎與其主要組合單元在一起，葉片匣與齒輪箱因已與引擎脫離，僅使用錄影帶觀察其在海底情況，並未撈起回收，整個機匣內側遭受向內之撞擊，低壓壓縮器葉片顯有受硬物之損壞，與引擎在高速轉動時吸入外物受損相似，所有低壓壓縮器片彎曲與旋轉方向相反。

(二)、機身結構：

機身：

起落架包括左右機翼與機體主輪，鼻輪，均在失事現場其正確的關係位置處尋獲，輔助電源裝備在距鼻輪約14公尺地面下約30呎處挖獲，主艙貨艙門

與鎖栓在燃燒過的殘骸區內尋獲，一個前下貨艙門與兩個後艙門在殘骸坑內尋獲。

機翼：

尋獲斷裂成塊的左右機翼及後樑各約30呎，八個襟翼滑軌，（七個在主殘骸坑），另3號左翼內側滑軌在撞擊區域內尋獲，右翼外側副翼在坑內尋獲，左翼內側副翼在距坑約20公尺處尋獲。

機尾：

在主殘骸區內，尋獲後樑及約25呎的一段水平安定面蒙皮，在坑內尋獲部份垂直安定面及相連之方向舵致動器。

（三）、各系統：

經在現場檢查主要與次級飛行操縱系統的全部碎件，未發現在撞擊前有故障或失效之證據。現場不能判定液壓致動器的位置，其他液壓系組合件均予以識別，並記下與撞擊現場的關係位置，註記於殘骸分佈圖上。CVR與FDR都在APU尾椎附近尋到，沒有其他空用電子裝備在失事現場可資識別尋獲。

十三、醫療與解剖：

經判定五位組員的死因是重力撞擊所致，復因五人身體嚴重傷燬，不能取樣做解剖檢驗。

十四、火：

飛機撞擊地面後起火，集沿結構縱向將飛機焚燬，烤焦并撞擊現場周圍區域，未發現在撞擊前有起火之任何證據。

十五、生還：

無人生還。

十六、測驗與研討：

用木材製造右翼模型，架設在松山機場，尋到的飛機組合作件，就裝在模型上，或以關係位置放在模型旁，組合作件名稱與在何處尋獲表列如下：

* C號與A號引擎進氣葉片的大部份，及由當地漁民尋獲在海上漂流的邊罩。

* 衝上海灘的蜂窩結構零碎殘片。

* 從海中收回的一段襟翼前緣。

*在撞擊之前飛行路徑下方收回的一段擾流器鐵皮與「號襟翼驅動整流部份。

*從撞擊坑內收回的3號與4號引擎支柱與機翼下方銜接的接頭碎塊。

*從海中收回的3號與4號引擎(1992年3月1日收回4號引擎，1992年7月18日收回3號引擎)。

使用模型幫助確定導致飛機破裂情事可能的順序。

檢查3號引擎支柱，翼下接頭引擎裝置結構，及葉片保護環，證明符合引擎從機翼脫離時向外揚起。

經仔細檢查收回的3號與4號引擎，沒有證據顯示引擎卡住，或葉片脫離的故障。兩具引擎在撞擊海面前曾受撞擊損壞。4號引擎顯示曾受類似大的堅硬物體撞擊。3號引擎的風扇葉片段，與葉片轉動軸齒槽，顯示曾與類似大的物體互撞。

3號引擎支柱內側與外側的中樑接頭，從淺水灣海中收回，並於1993年5月送美國西雅圖波音廠，由波音與美國國家運輸安全委員會做金相檢查。檢查顯示，外側接頭(FITTING)的兩個突耳(LUGS)完好，外側接頭的內側突耳內保險栓(FUSE PIN)的一段經收回。保險栓的其餘部份沒有收回，外側接頭的外側突耳扭曲，並向外彎曲，

使得接頭的兩個突耳距離加大，檢查外側接頭的內側突耳內的一段中樑保險栓的破裂面，顯示為受過大剪應力造成破裂，但無疲勞現象。

內側接頭的兩個突耳均斷裂，每個突耳各有約 $\frac{1}{2}$ 吋面積，從後上四分之一處失落。內側接頭的四個斷裂面，經使用掃描電子顯微鏡檢查，檢查了兩個上方斷裂面，每個突耳各有一個，顯有疲勞裂痕從突耳膛內(LUG BORES)角開始(接近機翼接頭(WING FITTING))向上延伸正向突耳的中心線。檢查兩個突耳的下方斷裂面，每個突耳各有一個，顯示為過大展應力造成脫離。

3號支柱內側中樑突耳上方斷裂，其疲勞裂痕大小，在內側突耳是0.53吋X0.29吋，外側突耳為0.31吋X0.27吋內側突耳斷裂的主要疲勞，開始在突耳膛(LUG BORES)的外側邊緣，而外側突耳斷裂的主要疲勞，起始點在突耳膛的內側邊緣。沿每一個突耳膛面(BORES SURFACE)也可以觀察到次級的疲勞起始點。其餘的斷裂區域顯示為從疲勞裂痕發生的展應力分離。

3號支柱內側中樑接頭突耳的厚度經量為內側0.618吋，外側0.615吋。外側突耳厚度低於設計圖要求的0.617吋至0.627吋範圍的下限0.002吋(0.617-

0.615=0.002)，但是這些量得結果之準確性，因受突耳面的狀況不良而大減。按裝座(接頭改稱安裝座)已依製圖要求完成材料熱處理與表面珠擊。

3號支柱裝的中樑保險銷是艙壁形(BULK HEAD STYLE)(第二代)，是依1986年12月747-54-2063技術通告(SB安裝的，並按時依1990年12月SB的七次修訂之要求執行防銹劑檢查。

內側安裝座突耳內的疲勞裂痕，與以往報告的中樑安裝座突耳裂痕，顯然一致，並且是在SB 747-54-2100要求超音波檢查範圍內。該中樑突耳安裝座未按SB 747-54-2100執行修改，但根據報告，在9,349小時，1,561次落地，已執行超音波檢查，失事前華航曾依照民航局適航指令(AD)74-747-048(FAA AD 85-22-07 波音B747-54-2100)對3號支柱中樑安裝座突耳執行兩次超音波檢查，一次為1986年12月30日，在24,201小時4.925次落地時，另一次為1989年12月12日在36.495小時7.534落地時兩次檢查之完成，均在規定時限內且沒有發現有裂痕之報告。

十七、其他資料：

(一)、華航起飛程序：

起飛速度到達V₂後，保持V₂+10爬升，通常繼續使用起飛動力至1500呎。收襟翼程序，則依設計之V₂速度而推定，如使用20度襟翼起飛，指示空速V₂+20哩，收襟翼至10度。到V₂+40哩收襟翼至5度。襟翼收至5度後，將引擎推力自起飛動力減至爬升動力，V₂+60哩襟翼收至1度，V₂+80哩襟翼全部收起，為節省引擎有時正駕駛在順序上可能提早選擇爬升動力。

(11)、B747-200 飛機性能資料

下述B747-200 機性能數據是以總重820,000磅，襟翼與起落架收起為依據：飛機飛行手冊內經美聯邦航空總署核定之失速圖上顯示，在該重量，飛機外型為襟翼與翼縫收起，失速速度為206KIAS。

波音747 飛行組員訓練手冊中，失速警告駕駛盤抖動圖，與空氣最初擅震之速度圖，顯示飛機最初遭遇空氣擅震速度為234KIAS，駕駛盤抖動為228KIAS。

在海平面上高度5,000 呎僅兩具引擎運轉情況下，飛行中最小操縱速度為254 KIAS，該最小速度係指兩具引擎保持在起飛動力，可以保持飛機的方向操縱，

但對 CI-358 而言兩具引擎與支柱脫離飛機，並造成機翼受損與液壓力的部分消失，肇致空氣亂流影響相對增大飛機之最小可操縱速度。

(11) B-747-200 機緊急程序

依據 B747 機操作手冊中之檢查表，遇引擎起火，嚴重損壞或脫離，要求組員在發現引擎故障時呼叫「X 號引擎故障」，接著組員關油門，把起動手柄放在「關閉」位置，如果發生火警，則完成與滅火有關的適當程序。

「兩具引擎故障」除完成引擎故障檢查表外，續以要求組員完成一個或兩個發電機故障檢查表，如有需要實施空中放油，以提供「符合落地要求之最大性能」。

(四) B747 交流電系統與液壓系統

B747 的交流電源(AC)，由四具引擎驅動的 AC 發電機所提供，每個發電機供電給一個匯電板，再藉由 BUS TIE BREAKERS 聯結同步匯電板併連工作，如果一個發電機不能供電，其匯電板可以由其他發電機經由同步迴環供電，發電機電壓與週率不在限度內時，系統的保護作用，能防止發電機與同步匯電板併

連，同時也能防止與不穩定之電源發生併連。重要115v交流匯電板，通常由A號發電機匯電板供電也可以藉由飛航機械員操作改由其他三個發電機供電。

B747 機的飛行操縱系，由四個獨立的液壓系統供應動力，正常由第二與第三液壓系提供，遇有2、3系統失效情況時

，副翼、升降舵、與方向舵仍可藉由一與A液壓系統操作之。唯其操作效率相對減低，（由於有操縱系備用，雙系統液壓系供應，動力之設計，加以操縱面大，需極大之動力，始能操作，致未設計人工操縱系統，副翼與擾流器係提供飛機側滾之操縱，當低速襟翼放出時，內外側副翼，及飛行擾流器均產生作用，以為側滾之操縱，當襟翼收至位置1以上時，外側副翼藉電力「鎖住」當駕駛盤動作超過8度時飛行擾器1-5片才發生作用。

貳、分析：

一、一般：

CI-358 飛行組員，均依民航法規接受專業訓練，考驗合格，領有證照，沒有證據顯示

有醫藥或疲勞因素影響他們的工作效能。

飛機裝備及維修，均按法定程序作業，領有適航證明，簽派本次飛航之文件，顯示總重量，與重心均在規定限度之內，此次飛航前沒有：飛機機身、飛行操縱系統、與動力部份之失效、或故障之報告。證據顯示第3與第4號引擎，在飛機墜毀前三分鐘從飛機右翼脫離，在3號引擎支柱內側外中樑安裝座的突耳內，發現有疲勞裂痕，本報告之下文將有檢討。

調查本失事之肇因，沒有發現與航管有關之因素。

中正站天氣報告，失事前一分鐘的狀況為：能見度大於6哩，雲狀為1/8積雲1,600呎、5/8層積雲3,200呎、7/8層積雲5,000呎，依此狀況研判第3與第4號引擎從飛機右翼脫離時，有可能飛機是在雲中，但沒有亂流的報告，也沒有任何其他與天氣有關狀況，可能導致組員注意力之分散。駕駛艙錄音器(CVR)記錄的正常飛行運作，從起飛滾行中，副駕駛呼叫「V2」後，有3分58秒，當時CVR記錄發出兩個聲響接著一聲震動，聲響短暫且很清楚，但不能識別確定來源。以後的3分18秒，組員試圖認明究竟發生什麼，在震動後約7秒，飛行機械員說「引擎回火、等一下、等一下」，

接著說「兩個引擎、兩個引擎故障(失效)」，CVR顯示組員不能確定3號引擎、或4號引擎失效，或兩個引擎失效，正駕駛指出，既使已使用全舵，飛機沒有反應，飛行機械員指出前緣正掉下來，對此正駕駛說，他們應收回前緣，正駕駛說他不能「轉彎」，以後他就解開自動駕駛。飛機保在5,000高度向右轉，CVR記錄帶結束前約30秒，組員同意「關掉」一個引擎，但不能從其發話中確定是那一個引擎，也沒有能發現實物證據顯示關掉了那具引擎。

證據顯示1號與2號兩具引擎，在運轉中撞地，因為觀察到主要葉片對機匣損壞，都在高壓壓縮器(HPC)部份，且大多數葉片之損壞均在前緣，此兩種情況，只可能在引擎高速運轉時發生，故推斷兩具引擎在撞地時，是在高速運轉中。

調查組曾考慮下艙前貨艙門，在飛行中打開，而對3號與4號引擎造成外物傷害之可能，波音公司人員與美國政府工作人員，在西雅圖對艙門鎖組零件，實施檢驗，顯示在撞地時，門是關住與鎖上位置。

失事狀況顯示3號引擎與派龍先脫離飛機飛向外側，接著3號引擎與4號引擎相撞擊，使4號引擎也脫離飛機右翼，雖然飛機在失去兩具引擎後應仍能繼續飛行，然終

因組員不能操作飛機而撞毀在山區，調查組希能確定什麼原因在右翼兩具引擎脫離後，使飛機造成失去控制。惟因撞擊及發生火災，使CVR記錄資料全損，故對飛行組員是如何操縱飛機，飛航軌跡如何？無憑實施調查。沒有證據顯示3號引擎內曾發生有卡住或重大失效，調查組因此注重調查3號引擎與派龍從飛機右翼脫離的原因。

二、飛機殘骸與結構失效分析

(一)、引擎殘骸：

檢查所有四具引擎的結果，沒有證據顯示事前有故障的情況，如嚴重轉子的不平衡，轉子卡住或外來火災。結論是在所有引擎發現的損壞，是由3號引擎從其所在右翼下位置脫離而引起。證據顯示3號引擎從飛機脫離移動向外側時運轉正常，接著撞上1號引擎，造成1號引擎從飛機右翼脫離，兩具引擎掉落海中。

1號與2號引擎保持在飛機上，當飛機撞毀時兩具引擎仍在運轉，經檢查1號與2號引擎的葉片轉子，2號引擎的一些葉片是直的，而1號引擎的部份葉片顯示曾受壓迫造成旋轉向相反的彎曲，此乃由於葉片在高速運轉時撞擊承受之

穿侵力所致，從2號引擎低壓渦輪(LPT)軸子損壞情況，符合撞擊時仍在旋轉推論，這些發現顯示2號引擎LPT軸破裂發生在撞擊順序之早期，使葉片失去驅動扭力，造成反旋轉方向之彎曲，因軸破裂，葉片脫離驅動渦輪，造成葉片不能使LPT之轉動。

1號引擎LPT軸也破壞，但發生在撞擊順序葉片受損以後，造成兩具引擎軸破裂部份原因是彎曲力負荷，因為不能確定軸破裂時機，故以PO葉片防磨帶的狀況，做為1號與2號引擎在飛機撞地瞬間情況之顯示其參據比較可靠。

(11)、3號支柱殘骸：

檢查3號引擎支柱中樑安裝座，顯示外側安裝座的兩個突耳完好，仍有部份安全銷留在內側突耳內，安全銷的其餘部分未能尋獲，外側安裝座的外側突耳扭曲，向外彎造成安裝座上兩個突耳間隔加大。內側安裝座的兩個突耳均有破裂，每一個有約20吋，從其後上四分之一處消失，留有四個破裂表面可供檢查，破裂面經予清潔並對兩個上方破裂面(每突耳一個)做光學顯微鏡檢查，顯示有金屬疲勞的顯微形象，確定疲勞裂痕，在兩個內側安裝座突耳開始，並擴展。疲

勞裂痕從突耳體的內角開始(鄰近機翼安裝座)向上與向突耳的中心線擴展，並在該處開始延性分離，破裂面如清晰，可藉顯微鏡檢查的手行槽，來估計裂痕存在之年數，但這些高強度鋼零件，長久浸在海水中，與海中生物寄生，而無清晰資料可供檢查，分析兩個下方的破裂面顯示，為極限剪力破裂，而無疲勞現象。

(三)、引擎脫離順序：

檢查引擎護罩與機翼結構，未能提供清楚的脫離順序實體證據，最可能導致 ∞ 號與 Δ 號引擎從飛機脫離的事件發生順序如下：

∞ 號支柱內側中樑U形安裝接頭之脫離，係因內側突耳的外側邊緣與外側突耳的內側邊緣，開始疲勞裂痕而起，經不明瞭的一段時間，疲勞裂痕擴展至嚴重長度，在高速爬升中支柱承受典型的力量，而造成最後突耳破裂。負載經動力再分佈至外側中樑安裝座，且該力大到能夠造成外側中樑安裝座U形突耳，與支柱從機翼脫離。 ∞ 號支柱與引擎快速向外側移動，(防摩擦帶受葉片損壞的陀螺儀效應可作證明)。很可能是 ∞ 號引擎的剩餘推力與阻力之合併，造成該引擎

動向外側並跑到原先位置之前，直到與4號引擎相撞。檢查3號與4號引擎損壞，符合3號引擎撞到4號引擎之設想情況，相撞時的力量，使3號引擎葉片盤脫開，其發生時間與4號引擎和支柱從機翼脫離之時間同。

(四)、因失事而實施之設計改變

雖3號引擎對機翼結構組合作之分析，直到1993年5月，這些零件從海中收回以後始予實施，但因1992年10月4日，在阿母斯特丹有相似情況的747E失事，並有P&W引擎飛機中樑突耳安裝座裂痕之服務報告，使波音於1992年12月23日，發布警告服務公告(ASB)747-54-AZ152該公告補充SB747-54-2100之資料，要求全部機隊執行中樑安裝座突耳之檢查，並列出檢查計劃，期能早日發現中樑安裝座突耳之裂痕。該報告中已開始為所有747引擎支柱進行一項主要結構修改計劃，以加強支柱與機翼聯結的結構，增加多項輔助，以曾進該支柱之負載力，及和機翼聯結的耐力，所有引擎支柱上，另加裝兩個防銹鋼座，一些零件以更強組合作更換，所有支柱上將安裝大中樑安裝座，較強的對角支架與上方連接，此外機翼將修改，以確使新的支柱設計，仍能保護油箱，在受到地面

外物損害時免於破裂，另外也避免在飛行中引擎脫離。波音的目標是，以執行這些結構修改，以符合FMA有關引擎支柱所有之適航指令，（這些修改包括全部747機）。1994年5月12日波音公司舉行的一次航空公司會議中，該公司分送所有B747業者一份資料，其中包括完成主結構修改計劃的時間表，在三至五年中，依機齡將所有裝置JT9D-3與JT9D-7引擎之B747機，修改完畢，所有其他747機在七年內完成修改。最新關於短艙支柱結構修改計劃之SB，有747-54A2156、2157、2158與2159相對之AD則包括在1995年2月1日函發之92-24-51、93-03-14、93-17-07、94-10-05與94-17-17這些AD是依調查1992年10月4日以色列747-200F機在阿姆斯特丹相同情況失事之建議而發，本調查發現關於B747機派龍之設計問題，波音公司保證採取改正計劃。

民航局也注意到美國聯邦法規(CFR)14號第25部，規定製造人於決定結構應有多強來承擔極限負載時，得單獨分析每一個軸之G負荷，而不要求結構設計承擔同時從多方向而來的極限負載，波音工程師報告，派龍承擔的最大的橫向負荷是在滑行時，所以波音的B747派龍結構修改，並沒有顯著的增加結構橫向負

荷能力。

(五)、喪失控制：

飛機在 5,000 呎就是開始持續從約 320KIAS 降至 270KIAS，在這段時間內，駕駛艙內發話，顯示組員不能制止飛機向右轉，在飛機速度降至約 270KIAS 時，失去橫向操縱，造成飛機向右快速下降。喪失控制可能由於下述幾個因素：

結構損壞造成較大阻力，及產生較大的滾動與側扭動作。保持較大推力來補償較大阻力。液壓系統損壞造成飛行操縱系操縱能量減小。高空氣負荷減小飛行操縱量。機長未能減少動力（致扭力無法減少）未藉消失高度換取速度（至操縱困難）此項情況使最小操縱速度增高。無論如何迫降場外或水上已不可避免。

參、結論：

一、發現：

(一)、飛機之給證，裝備與維修，均符合法規與程序。

(二)、飛行組員經按民航法規，依其職責適當給證與檢定合格，沒有證據顯示飛行組員的表現受醫藥或疲勞因素的影響。

(三)、飛機係依照民航法規與公司程序簽派。

(四)、天氣大致與預報相同與失事無關。

(五)、航管服務適宜與失事無關。

(六)、飛行正常，直到起飛後 3 分 58 秒，CVR 記錄兩聲響接著一個震動。

(七)、組員未能辨別是一具或兩具引擎失去推力，也未能發覺兩具引擎自右翼脫離。

(八)、飛行組員曾要轉回中正站落地，當受指示左轉時飛行之正駕駛曾說他不能左轉，既使已用了左全舵。

(九)、正駕駛決定關掉自動駕駛。

(十)、於撞地前約 30 秒組員同意關掉一具引擎，但通話中未指明那具引擎，雖然未發現物理證據顯示一具引擎已關掉，惟檢查 1 號與 2 號引擎發現該兩具引擎在撞地時仍在運轉。

(十一) 檢查 3 號引擎支柱內側中樑安裝座顯有疲勞裂痕，開始處是內側突耳的外側邊緣與外側突耳的內側邊緣，在高速爬升時支柱所承受的力量造成突耳破裂。

(十二) 3 號引擎突耳破裂，使負載的動力再分配至外則中樑安裝座，該負載力大到足

以造成外側中樑安裝座突耳脫離，以及支柱與機翼相繼脫離。

(十三) 3號支柱與引擎向外側與A號引擎前飛面飛去，撞及A號引擎。

(十四) 3號引擎與A號引擎相撞兩具引擎從飛機右翼脫離。

(十五) 結構損壞加重飛機操縱困難。

(十六) 液壓系統受損，與高的空氣動力負載，造成操縱功能降低。

(十七) 駕駛員未減小左翼上兩具引擎的動力，或降低高度來保持速度，造成在低於最低可操縱速度下飛行，無論如何場外或海上迫降已不可避免。

(十八) 飛機速度小到最低可操縱速度(WMCO)以下，造成失去操縱。

二、導致飛機墜毀事件發生可能原因。

起飛後約5分鐘在高速爬升時，3號支柱內側中樑安裝座的突耳上的裂痕延展至臨界長度使突耳破裂，與機翼聯結的其餘支柱不能承受額外負載也隨之破裂。

3號引擎支柱從機翼脫離，而向外側運動，直到與A號引擎相撞，相撞造成A號引擎脫離，也造成一些碎片碰上部份機翼，不能確定碎片對翼前緣，飛行擾流器與後緣襟翼造成多大影響。飛機在3號與A號引擎脫離後，保持高度，但損失空速，飛行組員

報稱不能操縱飛機左轉而開始右轉回機場，飛機空速降低到維持操縱所需的速度以下，飛機失速，滾向右方快速下降，引擎脫離飛機後約3分鐘飛機撞地。

肆、改進建議：

為改進B-747系列飛機引擎派龍結構，增強其結構強度，以增進使用可靠性，中華、長榮兩公司應確按民航局所發佈之適航指令更換有關組件。

一、八十四年六月二日發佈 CAA AD 84-747-237 (FAA AD 95-10-16) 限裝用 PWT9D 發動機：二〇〇〇年二月廿一日前完成（未執行SB者於一九九八年二月廿一日前完成）

(一) 中華 1.B-1862 02 MAY 1995-29 JUL 1995 已執行完畢

2.B-1886 03 SEP 1995-19 OCT 1995 已執行完畢

3.B-1880 19 NOV 1995-17 DEC 1995 已執行完畢

4.B-1864 26 DEC 1995-13 FEB 1996 已執行完畢

5.B-1866 08 MAR 1996-28 APR 1996 已執行完畢

(二) 預訂計劃執行 1.B-1894 04 SEP 1996 前

2.N4522 03 NOV 1996 前

3.N4508 03 NOV 1997 前

4.B-1888 03 NOV 1997 前

5.B-160 03 NOV 1999 前

二、八十四年七月廿八日 CAA AD 84-747-240 (FAA AD 95-13-06) 限裝用 GE CF6-80C2 及 P4000 系列發動機於二〇〇一年元月廿八日前改善完畢

(一)中華: 1.B-161 JAN 28 2002 前完成

2.B-162 JAN 28 2002 前完成

3.B-163 JAN 28 2002 前完成

4.B-164 JAN 28 2002 前完成

(二)長榮: 1.N-405 JUN 1998

2.B-16462 APR 1998

3.B-16463 OCT.1998

4.B-16465 OCT.1998

5.N403 OCT 2001

6.B-16461 DEC 2001

7.B-16401 APR 2001

8.B-16402 JUN 2001

(三) 民航局將於屆期前分別查核執行情形