



飛航事故調查報告

ASC-AOR-16-05-001

中華民國104年4月16日

大鵬航空公司

BN-2B-20型機

國籍標誌及登記號碼B-68802

起飛後左發動機失效返航豐年機場



飛航事故調查報告

ASC-AOR-16-05-001

中華民國 104 年 4 月 16 日

大鵬航空公司 BN-2B-20 型機

國籍標誌及登記號碼 B-68802

起飛後左發動機失效返航豐年機場

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 104 年 4 月 16 日，大鵬航空公司一架 BN-2B-20 型機，國籍標誌及登記號碼 B-68802，執行臺東豐年機場飛渡松山機場任務，機上除教師駕駛員、副駕駛員外，另載有副駕駛員乙及機務人員各 1 人，共計 4 人。

該機約於 1210 時起飛，航機起飛後於爬升過程中遭遇發電機警告燈亮狀況，飛航組員聯繫高雄近場管制塔臺請求導引該機返回豐年機場落地檢修飛機，該機於最後進場時左發動機失效；1227:08 時飛航組員與豐年機場管制臺建立通訊，豐年機場管制臺請該機保持目視加入西邊航線進場落地。飛航組員向豐年機場管制臺說明該機左邊發電機與發動機失效情形，並申請使用 04 跑道落地獲許可，飛航組員依緊急程序處置後，飛機平安降落於豐年機場，機上人員均安。

該機落地後，調查小組檢查發現左發動機 3 號氣缸脫離曲軸箱並向外側凸出，左發動機右側整流罩爆開及變形。

依據中華民國飛航事故調查法並參考國際民航公約第 13 號附約相關內容，飛航安全調查委員會為負責飛航事故調查之獨立機關，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、大鵬航空公司、美國國家運輸安全委員會、英國航空失事調查局、發動機製造廠萊康明公司及飛機製造廠 Britten Norman 公司。

本事故「調查報告草案」依程序於民國 105 年 3 月 29 日經本會第 43 次委員會議初審後函送相關機關（構）提供意見，並再經相關意見彙整後，於民國 105 年 4 月 26 日經本會第 44 次委員會議審議並修正通過。

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 8 項，改善建議計 3 項，分述如後：

調查發現

調查報告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。

與風險有關之調查發現

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，但提昇了事故發生機率。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。

一、與可能肇因有關之調查發現

1. 事故發生後檢查 3 號氣缸 8 根螺栓固定螺帽共有 5 個不在安裝位置，左發動機於進廠翻修作業安裝 3 號氣缸時可能已存在扭力不足狀況，使 3 號氣缸與曲軸箱之接合不緊密；左發動機累計使用時間已超過 1,400 小時，發動機長期運轉

及活塞之軸向運動導致 3 號氣缸螺栓固定螺帽鬆動，可能於本次事故發生前即已造成若干固定螺帽脫落，因而使氣缸與曲軸箱接合面於發動機運轉時產生振動，進而使螺栓彎曲變形或斷裂，造成 3 號氣缸自左發動機曲軸箱脫開及發動機損壞。

二、與風險有關之調查發現

1. 飛航組員未於發動機失效時立即依大鵬飛機操作手冊規定程序宣告緊急狀況，亦未能使用標準通話程序，正確有效的表達飛機遭遇狀況及意圖，導致高雄近場管制塔臺及豐年機場管制臺管制員未能即時理解該機當時情況，並給予適時必要的協助。

三、其他調查發現

1. 該機於事故發生前三個月內飛機維護紀錄簿無異常登錄，該機之適航指令均依規定時限執行管制。
2. 左發動機 3 號氣缸尺寸符合萊康明 1047B 號服務指令規範。
3. 左發動機 3 號氣缸自曲軸箱脫開後，正常運作之氣缸活塞帶動曲軸運轉，造成 3 號氣缸活塞於向下行程時脫出氣缸，使上、下壓力環彈出壓力環溝槽後，因撞擊 3 號氣缸導致上、下壓力環斷裂。
4. 左發動機 3 號氣缸活塞自氣缸脫出，導致運轉中之左發動機抖動及轉速下降，使由左發動機驅動之發電機輸出電壓低於 25.5 0.5 伏特，造成左發電機失效警告燈亮。左發電機失效後，該機全機電力瞬時由右發電機提供，可能因接近單一發電機最高 50 安培之負載，導致右發電機輸出電壓低於 25.5 0.5 伏特，造成右發電機失效警告燈亮。飛航組員重置發電機後，右側發電機失效警告燈熄滅，飛機供電恢復正常。
5. 該機駕駛艙內電力暫時喪失期間、航機 Mode-C 高度答詢機重開機之備便時間

以及答詢間隔時間，導致航管雷達資料於 1223:20 至 1226:20 時無該機 Mode-C 高度紀錄。

6. 飛航組員於緊急情況下使用豐年機場 04 跑道落地，除跑道長度超過該機一般落地距離三倍，可獲近場臺管制員導引最短途徑進場落地外，就該機左發動機失效之操作特性，以及當時天氣狀況，應比使用 22 跑道落地更符合安全上考量。

改善建議

致大鵬航空公司

1. 加強宣導飛航組員於遭遇發動機失效情況時，應依公司手冊規定立即宣告緊急狀況。(ASC-ASR-16-05-001)

致交通部民用航空局

1. 督導大鵬航空公司加強宣導飛航組員於遭遇發動機失效情況時，應依公司手冊規定立即宣告緊急狀況。(ASC-ASR-16-05-002)

致萊康明發動機公司

1. 建議萊康明發動機公司依據美國聯邦航空總署特別適航資訊通報 NE-14-13 建議內容，管制 540 系列發動機之翻修品質。(ASC-ASR-16-05-003)

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
第一章 事實資料.....	1
1.1 飛航經過.....	1
1.2 人員傷害.....	3
1.3 航空器損害.....	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
1.5.2 駕駛員事故前 72 小時活動.....	6
1.5.2.1 正駕駛員.....	6
1.5.2.2 副駕駛員.....	7
1.6 航空器資料.....	8
1.6.1 航空器基本資料.....	8
1.6.2 發動機基本資料.....	8
1.6.3 維修資訊.....	9
1.6.3.1 航空器維護計畫.....	9
1.6.3.2 氣缸壓縮測試.....	9
1.6.3.3 飛機維修手冊.....	10
1.6.3.4 Mode-C 高度答詢機規格.....	11

1.6.4	載重與平衡	11
1.7	天氣資料	13
1.7.1	天氣概述	13
1.7.2	天氣觀測	14
1.7.3	天氣預報	14
1.8	助、導航設施	15
1.9	通信	16
1.10	場站資料	16
1.11	飛航紀錄器	18
1.11.1	座艙語音紀錄器	18
1.11.2	飛航資料紀錄器	18
1.11.3	航管雷達資料	18
1.12	航空器殘骸與撞擊資料	20
1.12.1	左發動機	20
1.13	醫療與病理	21
1.14	火災	22
1.15	生還因素	22
1.16	測試與研究	22
1.16.1	3 號氣缸檢查	23
1.16.2	活塞及連桿檢查	30
1.17	組織與管理	36
1.18	其他資料	36
1.18.1	訪談資料	36
1.18.1.1	正駕駛員訪談摘要	36
1.18.1.2	副駕駛員訪談摘要	37
1.18.1.3	副駕駛員乙訪談摘要	39

1.18.2 航務相關手冊.....	39
1.18.2.1 航務手冊.....	39
1.18.2.2 飛機操作手冊.....	40
1.18.2.3 飛航手冊.....	40
1.18.3 發動機製造廠萊康明公司函覆資料.....	41
1.18.4 FAA 發布之相關服務通告.....	42
第二章 分析.....	45
2.1 概述.....	45
2.2 左發動機損壞原因.....	45
2.2.1 氣缸螺栓斷裂原因及影響.....	45
2.2.2 活塞壓力環斷裂原因.....	47
2.2.3 左發動機整流罩爆開原因.....	48
2.3 發電機警告燈亮及 MSTS 無 Mode-C 高度紀錄原因.....	48
2.4 飛航操作分析.....	49
2.4.1 跑道選擇與順風落地.....	50
2.4.2 緊急狀況宣告.....	50
第三章 結論.....	53
3.1 與可能肇因有關之調查發現.....	53
3.2 與風險有關之調查發現.....	54
3.3 其它調查發現.....	54
第四章 飛安改善建議.....	57
4.1 飛安改善建議.....	57
附錄一 航管無線電通訊錄音抄件.....	59
附錄二 發動機原廠萊康明服務指令.....	63
附錄三 特別適航資訊通報 NE-14-13.....	67

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.....	8
表 1.6-2	發動機基本資料.....	9
表 1.6-3	1,000 小時定檢後左發動機氣缸壓縮測試紀錄.....	10
表 1.6-4	100 小時定檢後左發動機氣缸壓縮測試紀錄.....	10
表 1.6-5	事故後左發動機氣缸壓縮測試結果.....	10
表 1.6-6	載重及平衡相關資料表.....	12

本頁空白

圖目錄

圖 1.1-1	左發動機及整流罩損害情形.....	3
圖 1.6-1	載重平衡限制圖.....	12
圖 1.7-1	1114 時可見光衛星雲圖.....	13
圖 1.7-2	1230 時 3D 都卜勒氣象雷達回波圖.....	13
圖 1.7-3	有效時間 4 月 16 日 0800 時之低層顯著天氣圖.....	15
圖 1.7-4	有效時間 4 月 16 日 1400 時之低層顯著天氣圖.....	15
圖 1.10-1	綠島一號離場圖.....	16
圖 1.10-2	LDA RWY04 進場圖.....	17
圖 1.11-1	MSTS 雷達軌跡套疊圖.....	19
圖 1.11-2	MSTS 雷達軌跡及 ATC 抄件套疊圖.....	19
圖 1.11-3	事故機之高度、航跡角及地速變化圖.....	20
圖 1.12-1	受損 3 號氣缸位置.....	21
圖 1.12-2	斷裂之上壓力環卡於活塞與氣缸壁之間.....	21
圖 1.16-1	活塞行程示意圖.....	22
圖 1.16-2	3 號氣缸外觀巨觀觀察.....	23
圖 1.16-3	3 號氣缸開口端巨觀觀察.....	24
圖 1.16-4	3 號氣缸內壁巨觀觀察.....	24
圖 1.16-5	氣缸內壁 C 方位巨觀觀察.....	25
圖 1.16-6	原廠氣缸尺寸檢查示意圖.....	26
圖 1.16-7	曲軸箱螺栓之檢查.....	27
圖 1.16-8	斷落之螺栓 s1 及 s3.....	28
圖 1.16-9	螺栓之巨觀觀察.....	28
圖 1.16-10	螺栓 s1 斷裂面微觀觀察.....	29
圖 1.16-11	螺栓 s3 斷裂面微觀觀察.....	29
圖 1.16-12	破損活塞之巨觀觀察.....	31

圖 1.16-13	活塞頭傷痕.....	31
圖 1.16-14	活塞壁面呈現壓擠傷痕.....	32
圖 1.16-15	活塞壁面呈現受力向內凹陷.....	32
圖 1.16-16	活塞及三條活塞環.....	33
圖 1.16-17	連桿呈現受損或變形現象.....	33
圖 1.16-18	活塞連桿之平行橫向傷痕.....	34
圖 1.16-19	壓力環斷裂面之顯微結構.....	35
圖 1.16-20	壓力環斷裂面之疑似疲勞紋特徵.....	35
圖 2.2-1	3 號氣缸曲軸箱螺栓之破壞情形.....	46

英文縮寫對照簡表

AIRMET	Airmen's Meteorological Information	低空危害天氣資訊
AOM	Aircraft Operation Manual	飛機操作手冊
ATC	Air Traffic Control	飛航管制
ATIS	Automatic Terminal Information Service	終端資料自動廣播服務
FAA	Federal Aviation Administration	美國聯邦航空總署
FM	Flight Manual	飛航手冊
FOM	Flight Operations Manual	航務手冊
LDA	Localizer Directional Aid	左右定位輔助臺
MM	Maintenance Manual	維修手冊
MSTS	Multi Sensor Tracking System	多重監視追蹤系統
NTSB	National Transportation Safety Board	美國國家運輸安全委員會
SAIB	Special Airworthiness Information Bulletin	特別適航資訊通報
SEM	Scanning Electron Microscope	掃描式電子顯微鏡
SIGMET	Significant Meteorological Information	顯著危害天氣資訊

本頁空白

第一章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 104 年 4 月 16 日，大鵬航空公司（以下簡稱大鵬）一架 BN-2B-20 型機，國籍標誌及登記號碼 B-68802，執行臺東豐年機場（RCFN）飛渡松山機場（RCSS）任務，起飛後發電機警告燈亮，飛航組員決定返回豐年機場，該機於最後進場時左發動機失效，飛航組員依緊急程序處置後，飛機平安降落於豐年機場，機上人員均安。

機上除教師駕駛員、副駕駛員外，另載有隨機副駕駛員乙及機務人員各 1 人，共計 4 人。本航次同時執行副駕駛員升訓正駕駛員第一階段訓練，飛航組員上機後，由副駕駛員坐於左座擔任操控駕駛員，教師駕駛員坐於右座擔任監控駕駛員。

該機約於 1144¹時完成飛行前準備，向豐年機場管制臺（以下簡稱豐年塔臺）申請許可至松山機場及開車。飛航組員因考量從臺灣東側海面逼近陸地之不良天候，修正原使用臺灣東側航路之飛航計畫。約 1203 時獲豐年塔臺頒發許可至中壢定位點，綠島一號（Lyudao One）離場（詳圖 1.10-1），高度 7,000 呎。當時最新的機場天氣資料能見度為 8,000 公尺，雲幕為 1,200 呎裂雲。

該機取得許可後從停機坪滑出前往 22 跑道，約於 1210 時起飛。豐年塔臺於該機爬升通過高度 1,500 呎時，交接該機予高雄近場管制塔臺（以下簡稱高雄近場臺）。高雄近場臺指示該機依綠島一號離場飛航並爬升至 7,000 呎，並指示該機右轉定向恆春（HCN VOR）後依飛行計畫續行。

該機約於 1223 時爬升通過約 5,000 呎高度時遭遇飛機異常抖動、雙發電機警告燈亮及左發電機失效，飛航組員隨即請求高雄近場臺引導返回豐年機場落地檢

¹ 除非特別註記，本報告所列之時間皆為臺北時間（UTC+8 小時），採 24 小時制。

修飛機，並請求使用左右定位輔助臺（Localizer Directional Aid,以下簡稱 LDA）04 跑道進場落地。高雄近場臺知悉該機飛航組員計劃使用 04 跑道落地時，提醒飛航組員當時豐年機場仍使用 22 跑道。

1224:15 時，高雄近場臺繼續引導該機右轉航向 340 攔截 LDA RWY²04（詳圖 1.10-2）最後進場航道，1224:48 時，高雄近場臺引導該機左轉航向 290，飛航組員複誦左轉航向後，另外告知高雄近場臺該機左邊發動機已關車，僅剩單發動機。1225:10 時，高雄近場臺許可該機下降高度至 3,000 呎，並與飛航組員確認故障項目，飛航組員回答確認左發電機故障。1225:50 時，飛航組員確認目視機場，其後並取得 04 跑道目視進場許可。

1226:14 時，高雄近場臺再次向飛航組員確認該機是否為左發動機或發電機之異常，以及是否需要地面支援，飛航組員回答該機為發電機異常，落地後可自行滑回停機坪。當時雲幕高與離場時相同，高雄近場臺於交接該機予豐年塔臺前告知飛航組員，豐年機場天氣為儀器天氣情況，並詢問能否保持目視跑道時，飛航組員回答可以目視機場。

1227:08 時，飛航組員告知豐年塔臺其已目視機場，豐年塔臺回覆該機當時豐年機場使用 22 跑道，地面風向 190、風速 12 浬/時、最大 20 浬/時，請該機保持目視加入西航線進場落地，三邊後再呼叫。為使用 04 跑道落地，飛航組員立即向豐年塔臺說明該機左邊發電機失效與發動機也有問題，豐年塔臺立即許可使用 04 跑道落地，同時告知飛航組員當時 04 跑道長度為 2,438 公尺，尾風之最大陣風到達 23 浬/時，飛航組員回覆該機落地預計使用全跑道。

該機約於 1229 時安全落地，並由 04 跑道末端左轉脫離跑道，飛航組員因該機左偏無法保持直線滑行，乃於 W 滑行道停下，並聯繫塔臺請求支援。經塔臺通知後，航務組派拖車將該機拖回停機坪檢修。

² Runway 跑道。

事故當日調查小組至停機坪檢查該機，發現左發動機 3 號氣缸脫離曲軸箱並向外側凸出，左發動機右側整流罩爆開及變形（詳圖 1.1-1）。



圖 1.1-1 左發動機及整流罩損害情形

1.2 人員傷害

無人員傷亡。

1.3 航空器損害

左發動機 3 號氣缸脫離曲軸箱，造成左發動機損壞及右側整流罩爆開。

1.4 其他損害情況

無其他損害。

1.5 人員資料

1.5.1 駕駛員經歷

飛航組員基本資料如表 1.5-1。

表 1.5-1 飛航組員基本資料表

項目	正駕駛員	副駕駛員
性別	男	男
事故時年齡	59	51
進入公司日期	民國 101 年 6 月 15 日	民國 103 年 5 月 7 日
航空人員類別	飛機民航運輸駕駛員	飛機商用駕駛員
檢定項目	BE-400 F/O, BN2	BN2 F/O, DO-228, MD-80S
發證日期	民國 101 年 3 月 23 日	民國 103 年 8 月 12 日
終止日期	民國 106 年 3 月 22 日	民國 108 年 8 月 11 日
體格檢查種類	乙類駕駛員	乙類駕駛員
終止日期	民國 104 年 9 月 2 日	民國 104 年 5 月 31 日
總飛航時間	10,466 小時 50 分	4,305 小時 11 分
事故型機飛航時間	3,150 小時 23 分	70 小時 25 分
最近 12 個月飛航時間	185 小時 00 分	70 小時 25 分
最近 90 日內飛航時間	61 小時 40 分	34 小時 45 分
最近 30 日內飛航時間	34 小時 05 分	33 小時 00 分
最近 7 日內飛航時間	10 小時 25 分	9 小時 15 分
事故前 24 小時已飛時間 ³	3 小時 25 分	3 小時 25 分
事故前休息時間	13 小時 05 分	20 小時 00 分

1.5.1.1 正駕駛員

正駕駛員為中華民國籍，陸軍航空駕駛員轉民航駕駛員，民國 101 年 6 月 15 日進入大鵬，過去曾於民航運輸業擔任 B-737、MD-80s 以及 BE-400 型機駕駛員。持有中華民國飛機民航運輸業駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「BE-400 F/O, BN2 陸上，多發動機 Multi-Engine, Land 具有於航空器上無線電通信技能及權限 Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft」；限制欄內無註記；特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力等級五 (Y/M/D) English Proficient: ICAO Level-5 Expiry Date 2017/12/26」。

³ 事故前 24 小時已飛時間包含事故航班之飛行時間，計算至事故發生當時為止。

正駕駛員進入大鵬同年 7 月 19 日通過新進正駕駛員 BN-2 型機機種轉換訓練之地面學科測驗，同年 7 月 27 日通過 BN-2 型機機種轉換訓練之術科檢定，民國 102 年 4 月 29 日升任教師駕駛員，最近一次考驗為 BN-2T 型機差異訓練之術科檢定，考驗項目包含發動機失效操作及模擬發動機失效落地，於民國 103 年 11 月 6 日執行完畢，考驗結果為：滿意 (satisfactory)。

正駕駛員 BN-2 型機飛航時間為 3,150 小時 23 分，總飛航時間為 10,466 小時 50 分。

正駕駛員體格檢查種類為乙類駕駛員，上次體檢日期為民國 103 年 9 月 4 日，體檢及格證限制欄內之註記為：「缺點免記，視力需戴眼鏡矯正」。正駕駛員事故後於臺東航空站航務組由航務員執行酒精測試，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，海軍航空駕駛員轉民航駕駛員，民國 103 年 5 月 7 日進入大鵬，過去曾於民航運輸業擔任 MD-80S、DO-228 型機副駕駛員。持有中華民國飛機商用駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「飛機，陸上，多發動機，儀器飛航 BN2、DO-228、MD-80S Multi-Engine, Land 具有於航空器上無線電通信技能及權限 *Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft*」；限制欄內之註記為：「BN2 F/O、DO-228 F/O、MD-80S F/O」；特定說明事項欄內無註記。

副駕駛員進入大鵬同年 5 月 16 日通過新進駕駛員 BN-2 型機機種轉換訓練之地面學科測驗，同年 8 月 12 日執行 BN-2 型機機種轉換訓練之術科檢定，考驗項目包含發動機失效操作及模擬發動機失效落地，考驗結果為：滿意 (satisfactory)；此術科檢定亦為最近一次考驗。於民國 104 年 3 月 5 日副駕駛員開始執行升訓正駕駛員訓練，最近一次模擬發動機失效操作及落地之飛行訓練於同年 4 月 9 日實施，訓練結果皆為滿意。

副駕駛員 BN-2 型機飛航時間為 70 小時 25 分，總飛航時間為 4,305 小時 11 分。

副駕駛員體格檢查種類為乙類駕駛員，上次體檢日期為民國 103 年 5 月 13 日，體檢及格證限制欄內之註記為：「視力需戴眼鏡矯正」。事故後，副駕駛員於臺東航空站航務組由航務員執行酒精測試，測試結果：酒精值為零。

1.5.2 駕駛員事故前 72 小時活動

本節係摘錄飛航組員於事故後填答之「事故前睡眠及活動紀錄」問卷，其內容涵蓋睡眠、睡眠品質、工作、私人活動及「疲勞自我評估表」...等部分，所列時間皆為臺北時間。

上述問卷中之睡眠係指所有睡眠型態，如：長時間連續之睡眠、小睡 (nap)、飛機上輪休之睡眠等。睡眠品質依填答者主觀感受區分為：良好 (excellent)、好 (good)、尚可 (fair)、差 (poor)。

「疲勞自我評估表」由填答者圈選最能代表事故時精神狀態之敘述，其選項如下，另可自行描述事故時之疲勞程度。

1.	警覺力處於最佳狀態；完全清醒的；感覺活力充沛
2.	精神狀態雖非最佳，然仍相當良好，對外界刺激能迅速反應
3.	精神狀況不錯，還算正常，足以應付任務
4.	精神狀況稍差，有點感到疲累
5.	有相當程度的疲累感，警覺力有些鬆懈
6.	非常疲累，注意力已不易集中
7.	極度疲累，無法有效率地執行工作，快要睡著

1.5.2.1 正駕駛員

4 月 13 日：正常上班，於 2200 時上床就寢至隔日上午 0700 時起床。

4 月 14 日：0900 時上班執行 B-68802 機飛渡任務，於 1025 時松山機場起飛，1225 時豐年機場落地，即安排旅館休息。晚上於 2000 時先行實施

翌日空拍任務提示，2100 時就寢。

4 月 15 日：0600 時起床，0630 時飯店用餐，0700 時搭車至豐年機場，0730 時起飛執行臺東地區空拍任務，1030 時落地，1130 時於臺東機場大廳實施訓練任務提示後休息，1525 時起飛執行本場訓練，1725 時落地後返飯店用餐休息，2000 時實施隔日空拍任務提示，2100 時就寢。

4 月 16 日：0600 時起床，0630 時飯店用餐，0700 時搭車至豐年機場執行臺東地區空拍任務，1055 時落地，稍事休息後實施豐年機場飛渡回松山機場任務提示，1145 時豐年機場起飛後發生本次事故。

事故後，正駕駛員圈選最能代表事故時精神狀態之敘述為：「警覺力處於最佳狀態；完全清醒的；感覺活力充沛」。

1.5.2.2 副駕駛員

4 月 13 日：休假。0900 至 1200 時外出運動，1230 時用餐，1300 至 1400 時於家中略微休息，1500 時至公司準備隔日飛行計畫與提示，返家後 1830 時晚餐，2230 時就寢。

4 月 14 日：0900 時上班執行 B-68802 機飛渡任務，於 1025 時松山機場起飛，1225 時豐年機場落地，即安排旅館休息。晚上先行於 2000 時實施翌日空拍任務提示，2100 時就寢。

4 月 15 日：0600 時起床，0630 時飯店用餐，0700 時搭車至豐年機場，0730 時起飛執行臺東地區空拍任務，1030 時落地後返回飯店用餐休息，2000 時實施隔日空拍任務提示，2100 時就寢。

4 月 16 日：0600 時起床，0630 時飯店用餐，0700 時搭車至豐年機場執行臺東地區空拍任務，1055 時落地，稍事休息後實施豐年機場飛渡回松山機場任務提示，1145 時豐年機場起飛後發生本次事故。

事故後，副駕駛員圈選最能代表事故時精神狀態之敘述為：「警覺力處於最佳狀態；完全清醒的；感覺活力充沛」。

1.6 航空器資料

1.6.1 航空器基本資料

航空器基本資料如表 1.6-1，統計至民國 104 年 4 月 16 日。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料表		
國籍	中華民國	
航空器登記號碼	B-68802	
機型	BN-2B-20	
製造廠商	Britten Norman	
出廠序號	2241	
出廠日期	民國 80 年 5 月 22 日	
接收日期	民國 93 年 12 月 16 日	
所有人	孫○○	
使用人	孫○○	
國籍登記證書編號	94-985	
適航證書編號	104-04-074	
適航證書生效日	民國 104 年 4 月 16 日	
適航證書有效期限	民國 105 年 4 月 15 日	
航空器總使用時數	6,694 小時 03 分	
航空器總落地次數	41,509 次	
上次定檢種類	1,000 小時定檢	100 小時定檢
上次定檢日期	民國 103 年 4 月 1 日	民國 104 年 3 月 15 日
上次定檢後使用時數	312 小時 45 分	20 小時 55 分
上次定檢後落地次數	183 次	10 次

1.6.2 發動機基本資料

該機裝有 2 具萊康明發動機公司(Lycoming)生產之 IO-540-K1B5 型發動機，發動機基本資料詳表 1.6-2，統計至民國 104 年 4 月 16 日。

表 1.6-2 發動機基本資料

發動機基本資料表		
製造廠商	Lycoming	
編號/位置	No. 1/左	No. 2/右
型別	IO-540-K1B5	IO-540-K1B5
序號	L-12859-48	L-11386-48
上次翻修日期	民國 99 年 10 月 11 日	民國 98 年 11 月 16 日
上次翻修後使用時數	1,406 小時 31 分	1,599 小時 43 分
上次 500/1,000 小時定檢種類	1,000 小時定檢	1,000 小時定檢
上次 500/1,000 小時定檢日期	民國 103 年 4 月 1 日	民國 103 年 4 月 1 日
上次定檢後使用時數	341 小時 55 分	341 小時 55 分

1.6.3 維修資訊

審閱該機於事故發生前三個月內飛機維護紀錄簿，無異常登錄，該機之適航指令均依規定時限執行管制。

1.6.3.1 航空器維護計畫

依據該型機航空器維護計畫，IO-540-K1B5 型發動機維護類別計有日常維護及定期檢查，其中定期檢查區分為 50 小時、100 小時、500 小時、1,000 小時、1 年、2 年等；大鵬依原廠維護計畫及民航局民航通告 AC-120-017，據以制定該機維護計畫及維護處理方式；經檢視該機與發動機相關之時數定檢項目，各定檢週期均無壓力環檢查或氣缸螺栓拆裝項目，除於 500 小時定檢中依原廠服務通告增列氣缸壓縮測試，餘均與原廠維護計畫定檢檢查項目相同；發動機翻修為 2,000 飛行小時執行一次，大鵬採屆期前拆下送原廠，以更換發動機維修方式安裝翻修完成之發動機使用。

1.6.3.2 氣缸壓縮測試

依大鵬定檢檢查卡，500 及 1,000 小時定檢完工後，2 具發動機須執行地面試車，測試發動機燃油/滑油壓力、滑油溫度、氣缸頭溫度/壓縮壓力及發電機等；依試車規範，該型發動機 6 個氣缸測試壓縮壓力均須大於 70 psi，各氣缸間壓縮

值應接近相等，壓縮值差異小於 5 psi 為可接受之範圍。

檢視該機最近一次 1,000 小時定檢完工日期為民國 103 年 4 月 24 日，左、右 2 具發動機地面試車結果其燃油/滑油壓力、滑油溫度、氣缸頭溫度及發電機等均符合試車規範要求；左發動機氣缸壓縮測試結果如表 1.6-3。

表 1.6-3 1,000 小時定檢後左發動機氣缸壓縮測試紀錄

氣缸	1 號	2 號	3 號	4 號	5 號	6 號
壓縮值 (psi)	80	78	80	79	80	78

該機最近一次 100 小時定檢完工日期為民國 104 年 3 月 25 日，依大鵬定檢紀錄，左發動機曾執行氣缸壓縮測試，結果如表 1.6-4。

表 1.6-4 100 小時定檢後左發動機氣缸壓縮測試紀錄

氣缸	1 號	2 號	3 號	4 號	5 號	6 號
壓縮值 (psi)	75	76	77	75	76	77

事故發生後，大鵬於臺東豐年機場執行左發動機氣缸壓縮測試，3 號氣缸因活塞驅動連桿斷裂損壞，活塞仍卡於氣缸內無法執行，其餘氣缸壓縮測試結果如表 1.6-5。

表 1.6-5 事故後左發動機氣缸壓縮測試結果

氣缸	1 號	2 號	3 號	4 號	5 號	6 號
壓縮值 (psi)	72	75	損壞	75	73	76

1.6.3.3 飛機維修手冊

依據大鵬第 31 版飛機維修手冊 (Maintenance Manual, 以下簡稱 MM)，事故機裝用兩具由發動機驅動之發電機，可提供飛機飛航及地面操作時之電力需求。

MM 第 2.3 節說明，有關飛機電力負載分配及相關操作需求之設定，發電機

輸出電壓應保持於 27.75 0.25 伏特之操作範圍內。當任一具發電機輸出電壓低於 25.5 0.5 伏特時，會導致與其串接之發電機失效警告燈亮，當輸出電壓高於 25.5 0.5 伏特時發電機失效警告燈熄滅。第 2.3 節附註說明，該機電力系統負載分配並無設計相關規定，電力負載分配主要與電壓值設定及電壓調節器特性有關，因而電壓調節器之電壓值設定應儘可能接近允許之調整範圍；在飛機低系統電力負載時，單一具發電機即應足夠供應所需電力。

1.6.3.4 Mode-C 高度答詢機規格

事故機裝用一具 Bendix/King 型號 KT76A 之答詢機，該型答詢機使用 1,030MHz 及 1,090MHz 之頻率與地面塔臺構連，傳送飛機編號、高度及地速至塔臺監控銀幕；該型答詢機開機後至備便可用狀態約需 45 秒至 50 秒，在正常狀況下，一次答詢間隔時間約需 10 秒至 15 秒。

1.6.4 載重與平衡

圖 1.6-1 為事故機型之載重平衡限制圖，表 1.6-6 為該機之載重與平衡相關資料。

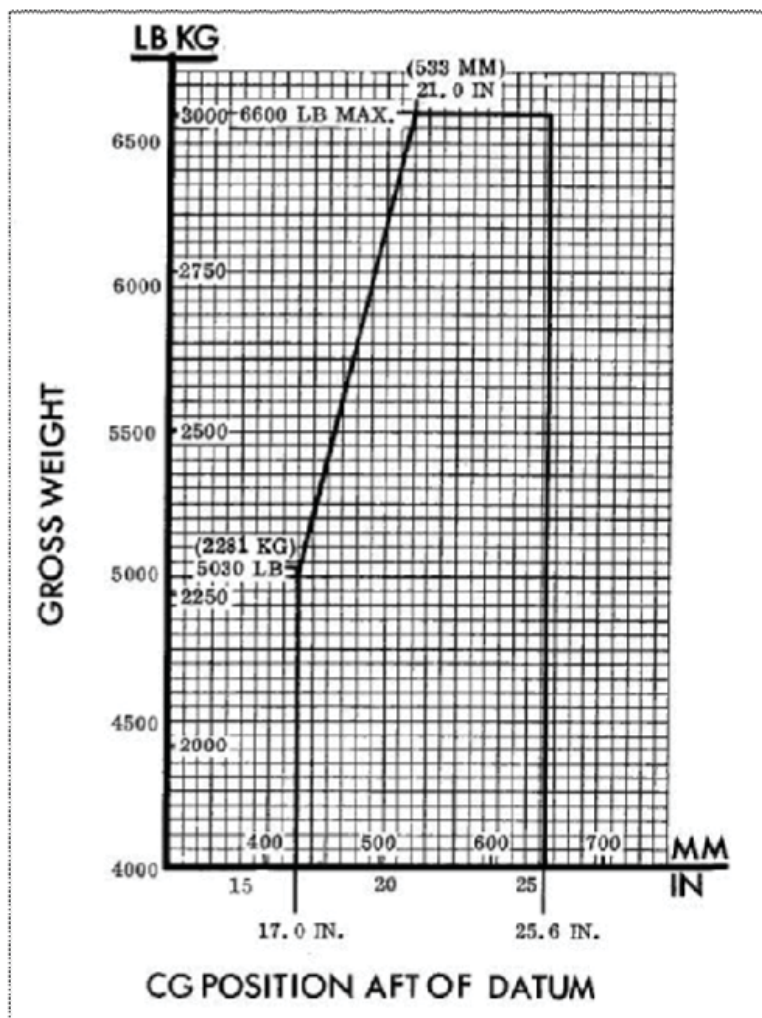


圖 1.6-1 載重平衡限制圖

表 1.6-6 載重及平衡相關資料表

最大零油重量	6,300 磅
實際零油重量	5,475.3 磅
最大起飛總重	6,600 磅
實際起飛總重	6,170 磅
起飛油量	770 磅
航行耗油量	595 磅
最大落地總重	6,600 磅
落地總重	6,028 磅
起飛重心位置	20.55 英吋
落地重心位置	20.34 英吋

1.7 天氣資料

1.7.1 天氣概述

根據日本 MTSAT 氣象衛星 1114 時可見光衛星雲圖（詳圖 1.7-1），及中央氣象局 1230 時 3D 都卜勒氣象雷達回波圖（詳圖 1.7-2）顯示，事故當時臺灣東方海面有一大片雲層，其中並有線狀對流雲系移進臺東地區。

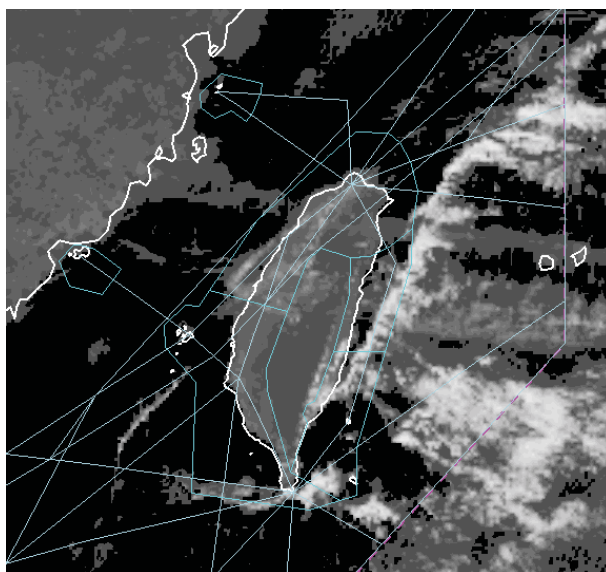


圖 1.7-1 1114 時可見光衛星雲圖

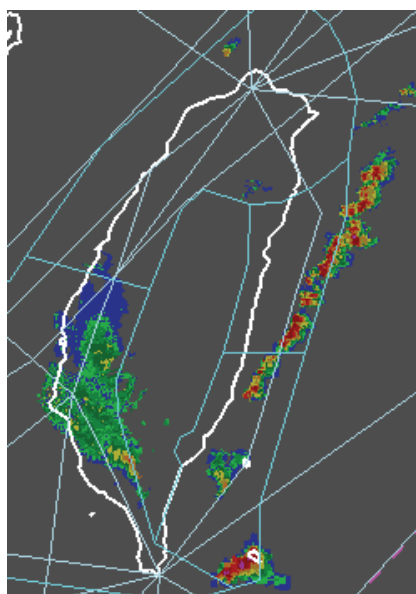


圖 1.7-2 1230 時 3D 都卜勒氣象雷達回波圖

1.7.2 天氣觀測

由臺東豐年機場 1130 時至 1230 時地面天氣觀測（終端資料自動廣播服務，Automatic Terminal Information Service, 以下簡稱 ATIS）紀錄顯示，機場吹南向風、風向不定、有超過 22 浬/時以上的陣風，其能見度超過 8 公里，多雲、雲幕高為 1,200 呎，無重要天氣現象。其觀測紀錄如下：

1130 時：風向 200 度，風速 12 浬/時，陣風 22 浬/時，風向變動範圍 140 度至 240 度；能見度 9,000 公尺；疏雲 800 呎，裂雲 1,200 呎；溫度 28°C，露點 24°C；高度表撥定值 1014 百帕；趨勢預報—無顯著變化；備註—04 跑道風向 200 度，風速 15 浬/時，陣風 26 浬/時；高度表撥定值 29.96 吋汞柱。(ATIS J)

1200 時：風向 190 度，風速 12 浬/時，陣風 22 浬/時，風向變動範圍 140 度至 240 度；能見度 8,000 公尺；疏雲 800 呎，裂雲 1,200 呎；溫度 29°C，露點 24°C；高度表撥定值 1013 百帕；趨勢預報—無顯著變化；備註—04 跑道風向 200 度，風速 13 浬/時，陣風 23 浬/時；高度表撥定值 29.94 吋汞柱。(ATIS K)

1230 時：風向 200 度，風速 12 浬/時，陣風 22 浬/時，風向變動範圍 130 度至 250 度；能見度 9,000 公尺；疏雲 800 呎，裂雲 1,200 呎；溫度 29°C，露點 24°C；高度表撥定值 1013 百帕；趨勢預報—無顯著變化；備註—04 跑道風向 190 度，風速 14 浬/時，陣風 24 浬/時；高度表撥定值 29.93 吋汞柱。(ATIS L)

1.7.3 天氣預報

民航局臺北航空氣象中心提供與普通航空業飛航作業相關之天氣預報/警報包含低層（地面至海拔高度 10,000 呎）、中層（飛航空層 10,000 呎至 25,000 呎）之顯著天氣圖、顯著危害天氣資訊（Significant Meteorological Information, 以下簡稱 SIGMET）以及低空危害天氣資訊（Airmen's Meteorological Information, 以下簡稱 AIRMET）；經查 4 月 16 日當日事故地區除無 SIGMET 及 AIRMET 發布外，有效時間至 0800 時及 1400 時之低層顯著天氣圖（詳圖 1.7-3 及圖 1.7-4）亦無顯

著天氣預報。

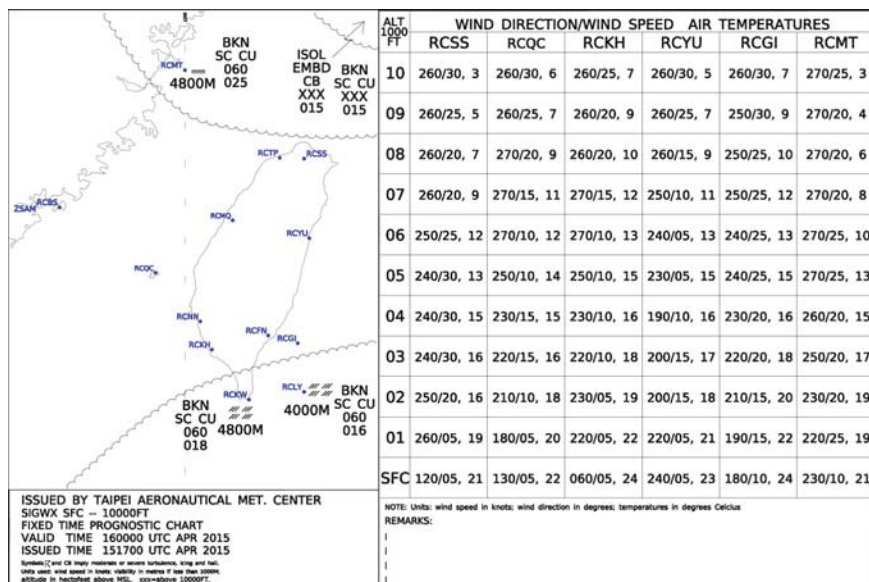


圖 1.7-3 有效時間 4 月 16 日 0800 時之低層顯著天氣圖

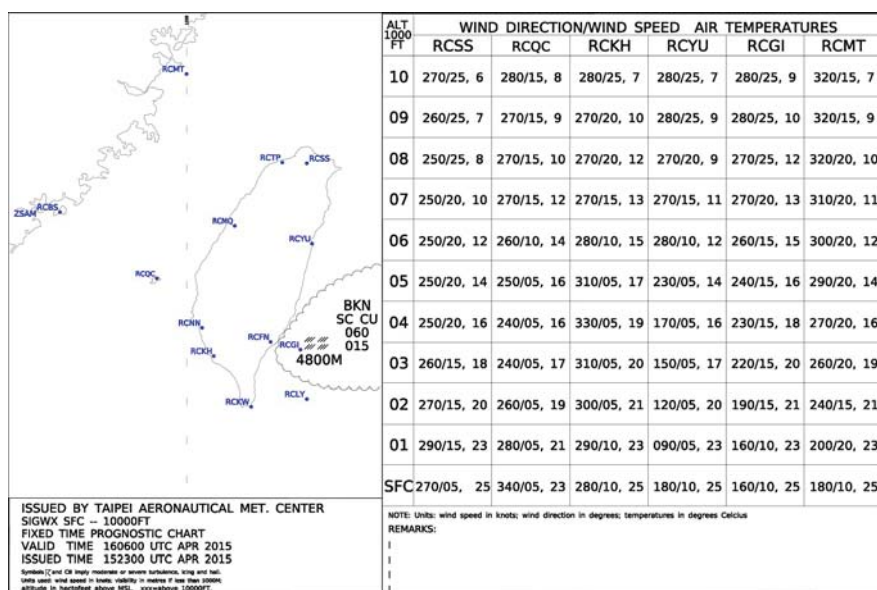


圖 1.7-4 有效時間 4 月 16 日 1400 時之低層顯著天氣圖

1.8 助、導航設施

無相關議題。

1.9 通信

豐年塔臺及高雄近場臺分別以 118.1 及 119.4 MHz 頻率與該機進行無線電通訊，其錄音抄件詳附錄一。

1.10 場站資料

大鵬所使用綠島一號離場航圖詳圖 1.10-1，LDA Rwy 04 進場程序詳圖 1.10-2。

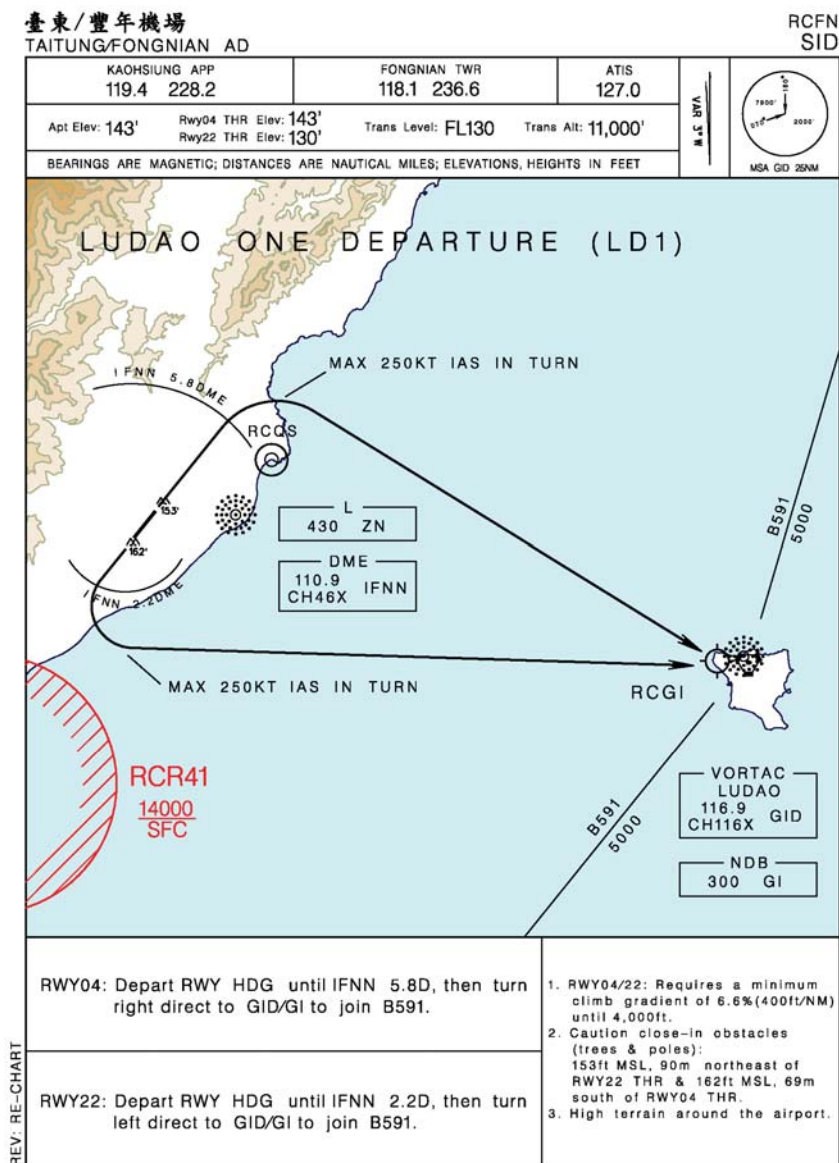


圖 1.10-1 綠島一號離場圖

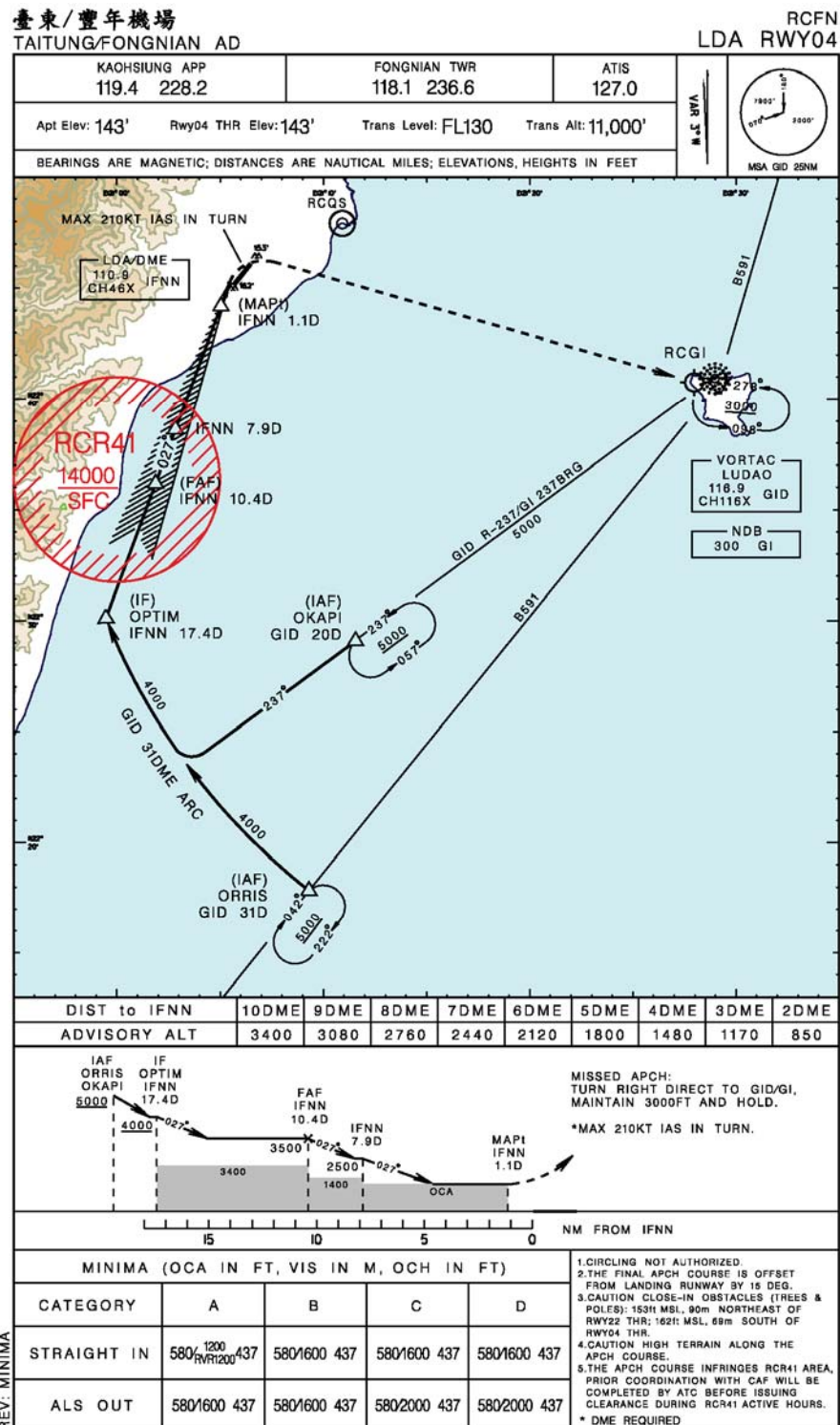


圖 1.10-2 LDA RWY04 進場圖

1.11 飛航紀錄器

1.11.1 座艙語音紀錄器

依據我國交通部民用航空局頒布之「07-02A 航空器飛航作業管理規則」，若飛機最大起飛重量低於 5,700 公斤，未要求必須安裝座艙語音紀錄器；該型機最大起飛重量低於 5,700 公斤，未安裝座艙語音紀錄器（Cockpit Voice Recorder, 以下簡稱 CVR）。

1.11.2 飛航資料紀錄器

依據我國交通部民用航空局頒布之「07-02A 航空器飛航作業管理規則」，若飛機最大起飛重量低於 5,700 公斤，未要求必須安裝飛航資料紀錄器；該型機最大起飛重量低於 5,700 公斤，未安裝飛航資料紀錄器（Flight Data Recorder, 以下簡稱 FDR）。

1.11.3 航管雷達資料

事故發生後，本會取得民航局飛航服務總臺提供之多重監視追蹤系統（Multi Sensor Tracking System, 以下簡稱 MSTS）資料，MSTS 係利用多座地面航管雷達及相關的助導航設施來探測航空器之飛航軌跡。MSTS 紀錄包括：GPS 時間、經度、緯度、Mode-C 高度、訊號源等。紀錄時間涵蓋 1215:02 時至 1230:09 時，於 1223:20 時至 1226:20 時期間，該機無 Mode-C 高度紀錄。圖 1.11-1 為雷達軌跡與 LDA RWY 04 航圖之套疊圖，圖 1.11-2 為雷達軌跡及飛航管制（Air Traffic Control, 以下簡稱 ATC）抄件套疊圖。圖 1.11-3 為該機之高度、航跡角及地速變化圖。

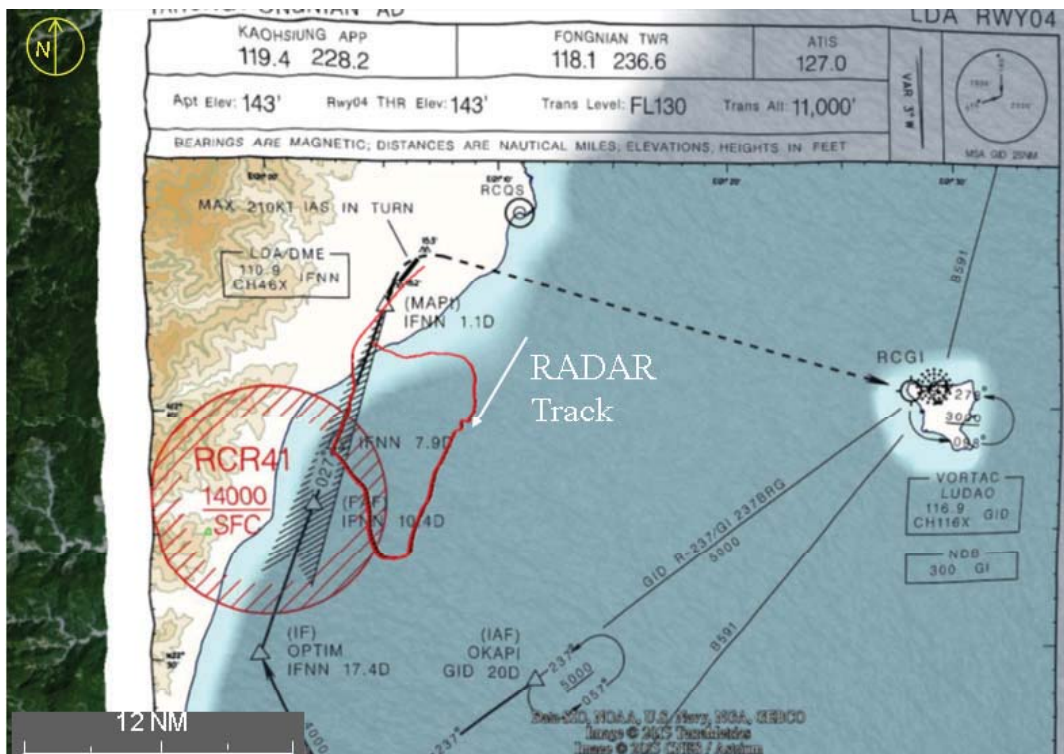


圖 1.11-1 MSTS 雷達軌跡套疊圖

- (1) 15:04 B-68802 “綠島one離場保持拐千么洞么三bravo六八八洞兩”
- (2) 16:43 APP “bravo六八八洞兩雷達看到你機場的東面四湮confirm離開兩千六百”
- (3) 23:02 B-68802 “Y我們飛機左發電機有問題我請求回豐年落地檢修”
- (4) 23:07 APP “bravo六八八洞兩抄收教官可否更正右轉右轉航向洞兩洞請問落地種類”
- (5) 23:15 B-68802 “右轉航向洞兩洞我會請求直接做lda進場”
- (6) 24:06 APP “bravo六八八洞兩roger繼續右轉航向三四洞攔截lda最後進場航道”
- (7) 24:15 B-68802 “roger航向三四洞雷達引導lda最後進場航道bravo六八八洞兩”
- (8) 24:52 B-68802 “左轉航向二九洞兩bravo六八八洞兩Y現在左邊發動機已經關車剩下一個發動機”
- (9) 25:05 APP “bravo六八八洞兩下降更正下降保持三千”
- (10) 25:23 APP “bravo六八八洞兩報告你現在高度雷達無法顯示你高度”
- (11) 25:23 B-68802 “目前高度三千七百三千七百呎”
- (12) 25:50 B-68802 “高雄approach bravo六八八洞兩我目前位置可以目視機場confirm我可以直接目視進場”

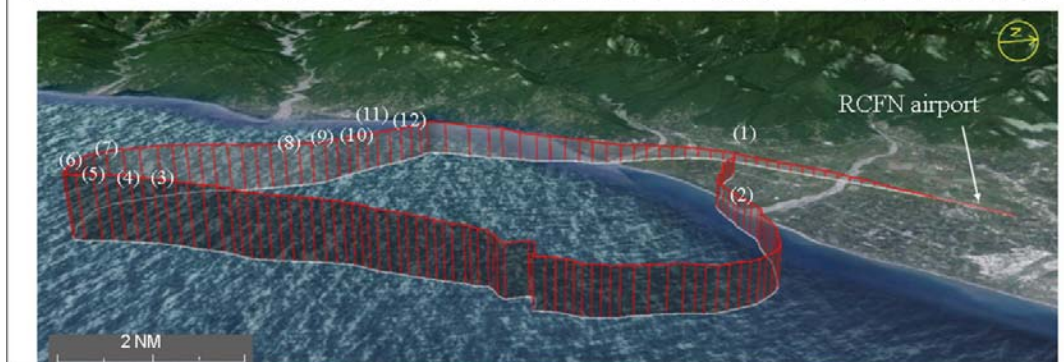


圖 1.11-2 MSTS 雷達軌跡及 ATC 抄件套疊圖

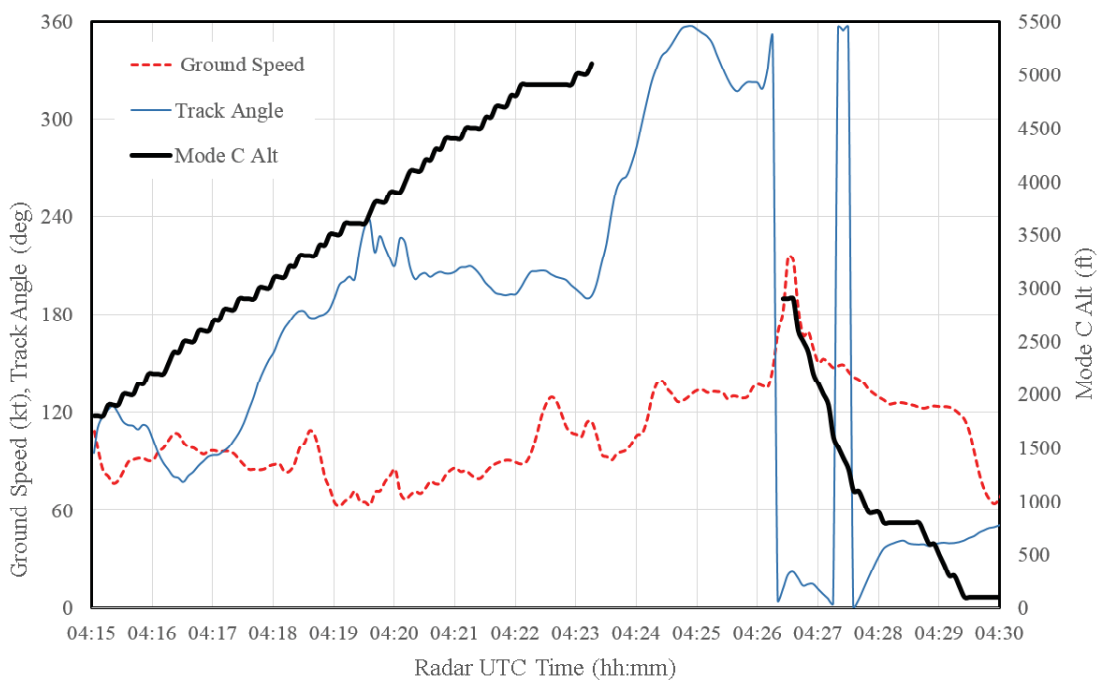


圖 1.11-3 事故機之高度、航跡角及地速變化圖

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

1.12.1 左發動機

受損之左發動機 3 號氣缸（圖 1.12-1）與 1 號及 5 號氣缸相鄰，3 號氣缸脫離曲軸箱（crankcase）向外側凸出約 4 吋，與右側整流罩擠壓，造成右側整流罩爆開損壞，3 號氣缸右側之進氣管及排氣管脫離。拆解受損 3 號氣缸後，發現斷裂之活塞上壓力環卡在活塞與氣缸壁之間（圖 1.12-2）。

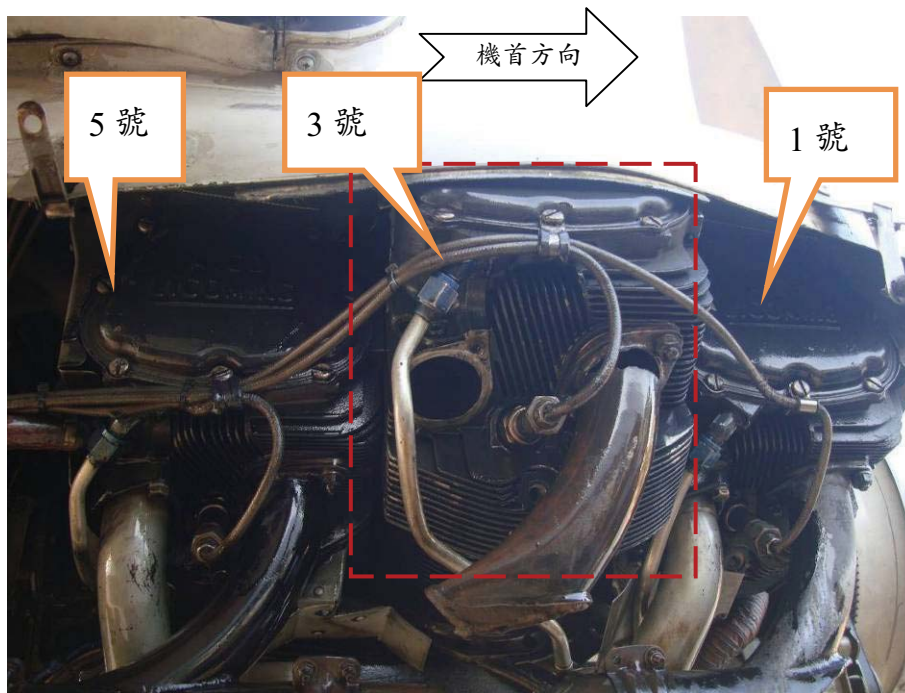


圖 1.12-1 受損 3 號氣缸位置

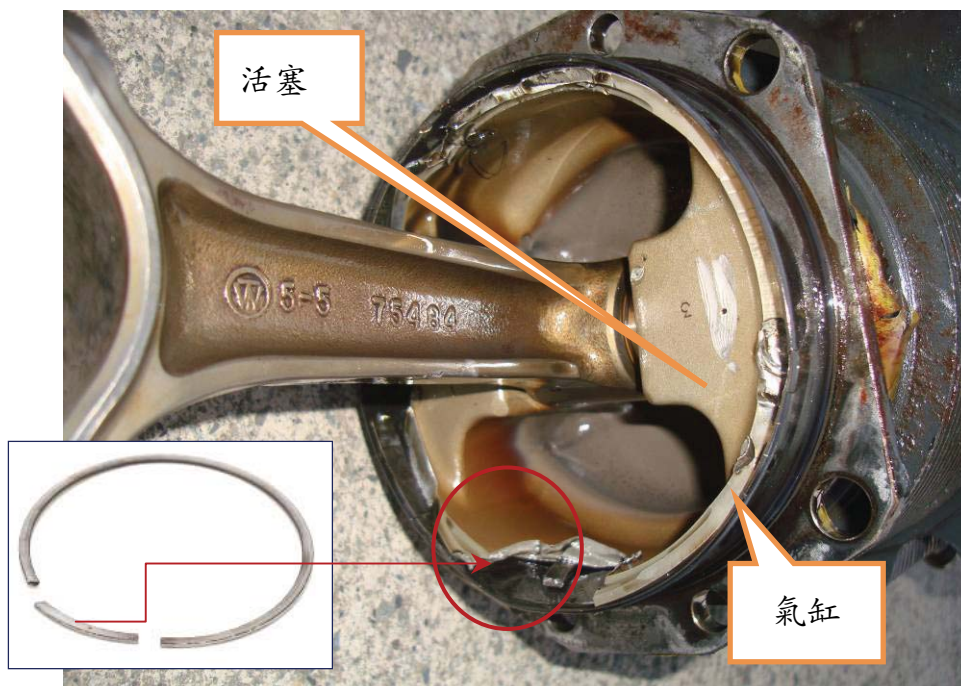


圖 1.12-2 斷裂之上壓力環卡於活塞與氣缸壁之間

1.13 醫療與病理

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

事故機安裝 2 具萊康明 IO-540-K1B5 型之往復式發動機，內有六具氣缸以水平對稱方式並列，由機首往後發動機右側依序為 1、3、5 號氣缸，左側則依序為 2、4、6 號氣缸。發動機作動過程為：(1) 吸入燃料與空氣的混合氣體，(2) 壓縮此混合氣體，(3) 點燃燃燒產生氣體膨脹以推動活塞做功，(4) 排出燃燒過的廢氣。參照圖 1.16-1(a)，活塞安裝於氣缸內，發動機運作時，活塞頂部受燃氣壓力在氣缸內做前、後之軸向運動，軸向運動的距離稱為「行程」，圖 1.16-1(b)與(c)為活塞在氣缸內軸向行程的示意圖，活塞的軸向運動透過連桿和曲軸轉換成在曲軸箱內之圓周運動。

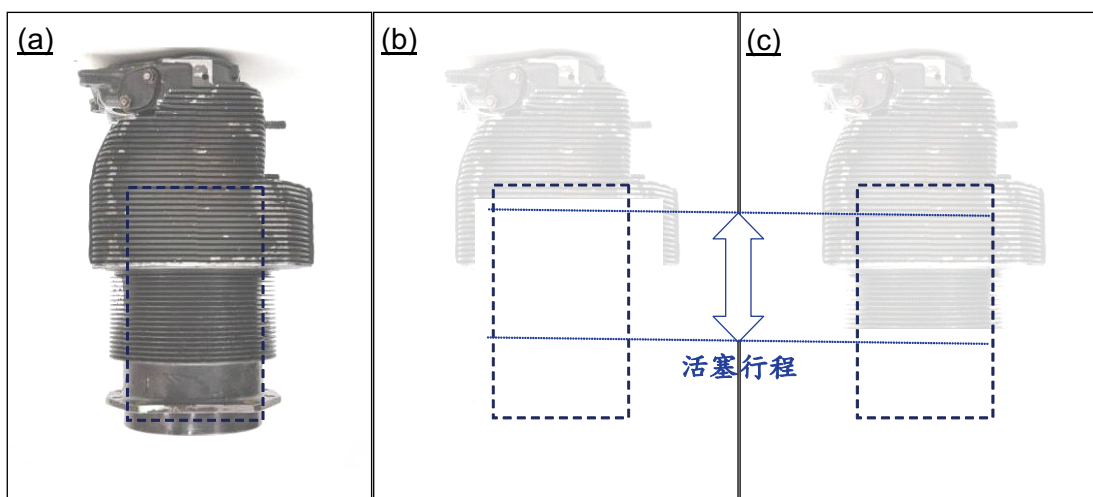


圖 1.16-1 活塞行程示意圖

1.16.1 3 號氣缸檢查

事故發生後，大鵬將拆下之 3 號氣缸及掉落整流罩底部螺栓螺帽送至飛安會，左發動機本體則被送至新竹中華科大暫儲；調查小組分別於民國 104 年 5 月 13 日及民國 105 年 1 月 25 日與大鵬維修人員赴新竹中華科大，檢視大鵬儲存於該處之事故左發動機，3 號氣缸及曲軸箱檢視結果如下。

巨觀觀察

圖 1.16-2 為 3 號氣缸巨觀觀察照片，氣缸本體長約 8.4 吋，寬約 7 吋，軸向高度約 12.9 吋，氣缸筒深度約 8 吋，直徑約 5.1 吋，氣缸本體完整，外觀無明顯損傷；觀察氣缸開口端，部分區域呈現變形及裂痕（圖 1.16-3）；檢視氣缸內側壁面有一處呈現水平方向刮痕損傷（圖 1.16-4 紅圈），長度約 2 吋，該刮痕損傷與活塞行程方向垂直，部分氣缸內側壁面呈現黑色痕跡（圖 1.16-5 黃圈），其餘氣缸壁面無損傷。

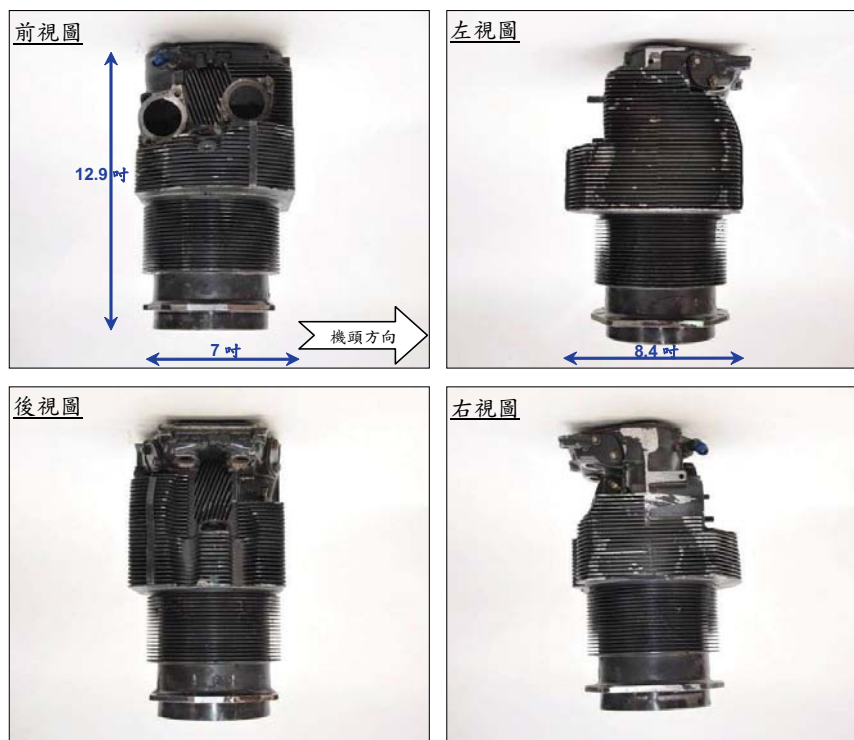


圖 1.16-2 3 號氣缸外觀巨觀觀察

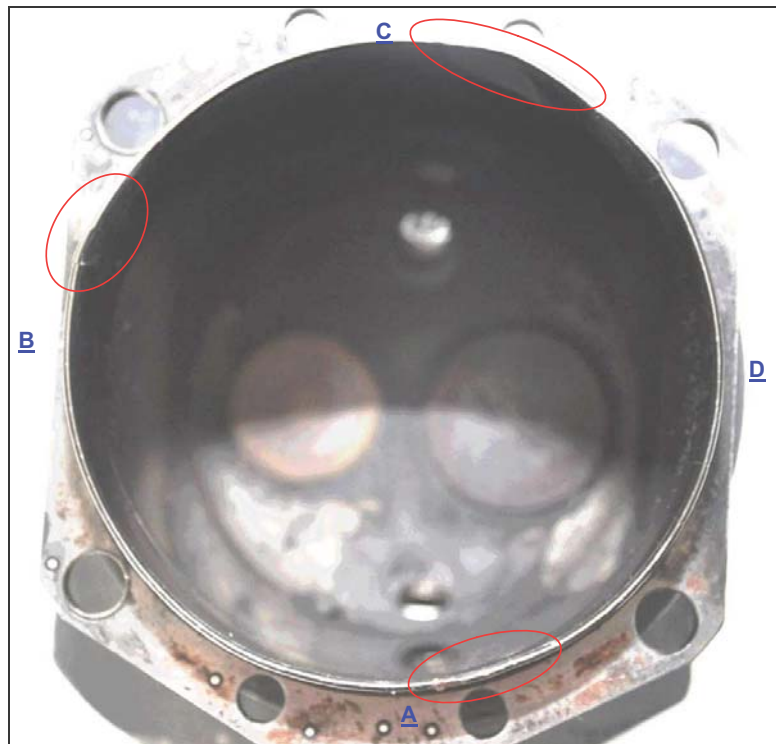


圖 1.16-3 3 號氣缸開口端巨觀觀察

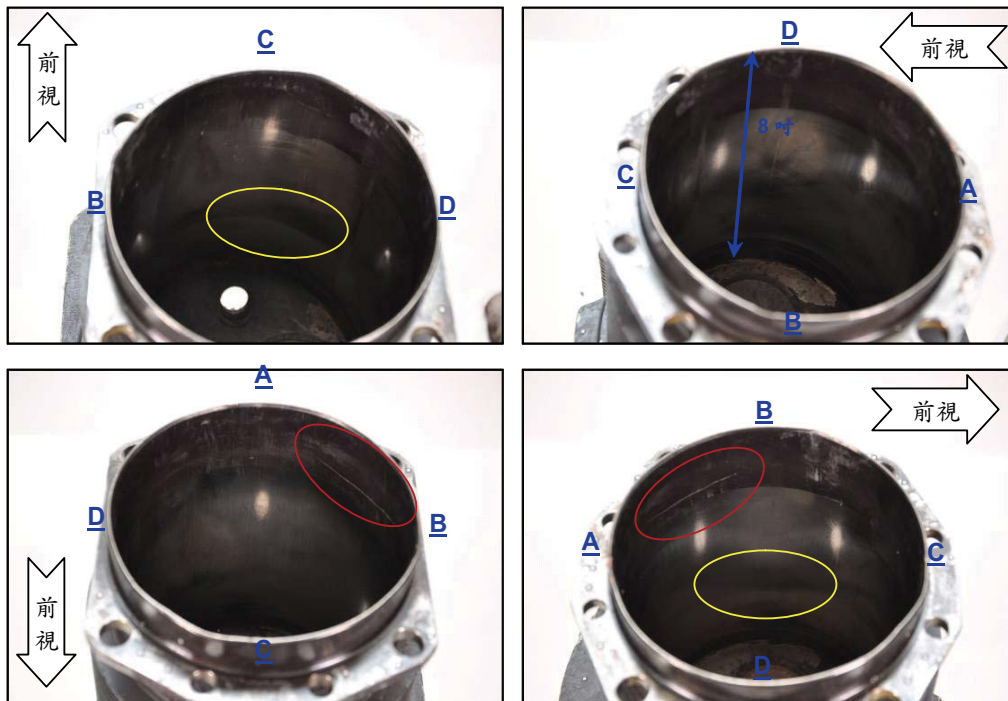


圖 1.16-4 3 號氣缸內壁巨觀觀察



圖 1.16-5 氣缸內壁 C 方位巨觀觀察

氣缸尺寸檢查

依據發動機原廠萊康明提供之服務指令 (Lycoming Service Instruction No. 1047B, November 24, 1967, 詳附錄二): 活塞在氣缸內做往復運動時, 活塞行程從氣缸底部往頂端, 距氣缸頂端 2 吋時反轉, 因此氣缸壁面受活塞壓力環摩擦作用, 易在此位置造成氣缸壁面磨耗 (wear), 有時氣缸壁面會呈現粗糙的現象。調查小組檢視距氣缸頂端 2 吋位置之氣缸壁面, 該部位表面光滑並無磨耗現象。

圖 1.16-6 為萊康明服務指令內之氣缸尺寸檢查示意圖, 該服務指令內容為氣缸內壁直徑之量測方法及尺寸限制; 分別於距氣缸頂端 2 吋及距氣缸開口 (底部) 4 吋位置, 量測氣缸內壁直徑, 依序量測 4 個尺寸 (a, b, x, y), 據以計算氣缸平均直徑、壁面之斜度 (taper) 及真圓度 (out of round), 依據附錄 2 資料, 氣缸平均直徑最小為 5.1245 吋, 最大為 5.1305 吋, 斜度及真圓度最大不可超過 0.0045 吋。

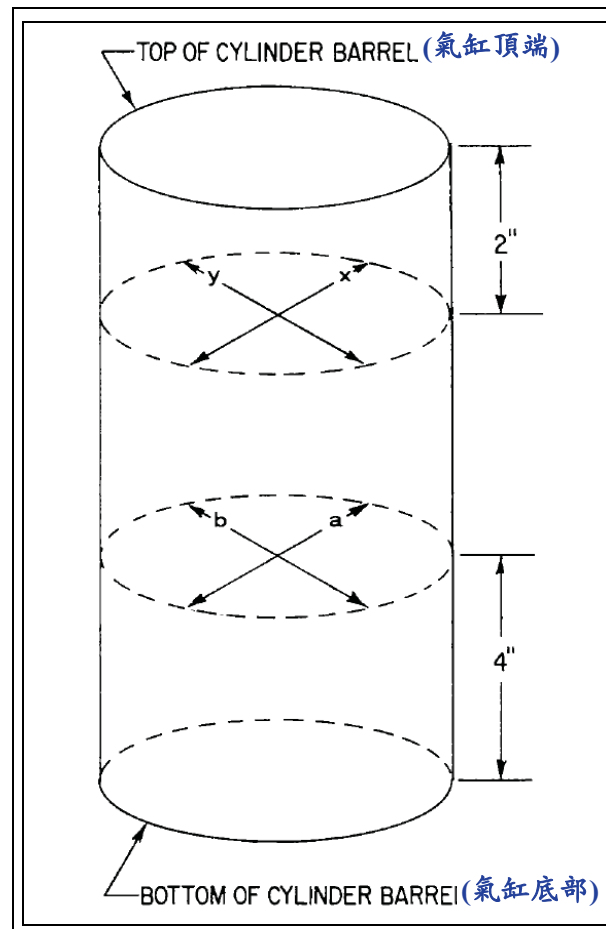


圖 1.16-6 原廠氣缸尺寸檢查示意圖

調查小組使用 ATOS 3D 光學掃描儀器量測氣缸本體，取得高密度點雲資料，經過後續計算與疊合，建構出實體三角網格模型，依據原廠服務指令，定義出兩個切平面，並量測 3 號氣缸內壁 a, b, x, y (圖 1.16-6) 4 個位置之尺寸數據，分別為 5.1263 吋、5.1248 吋、5.1213 吋及 5.1203 吋，氣缸平均直徑、內壁斜度及真圓度計算結果如下：

$$\text{平均直徑} : \frac{a+b}{2} = \frac{5.1263+5.1248}{2} = 5.1256 \text{ (吋)}$$

$$\text{斜度} : \frac{a+b}{2} - \frac{x+y}{2} = \frac{5.1263+5.1248}{2} - \frac{5.1213+5.1203}{2} = 0.0048 \text{ (吋)}$$

$$\text{真圓度} : \frac{a-b}{2} + \frac{x-y}{2} = \frac{5.1263-5.1248}{2} + \frac{5.1213-5.1203}{2} = 0.0013 \text{ (吋)}$$

螺栓檢查

螺栓 (stud bolt) 又稱螺樁，無頭且兩端均有螺紋，其兩端螺距 (pitch) 不同，用於曲軸箱蓋、齒輪箱蓋等，鎖於箱蓋內之螺距較大，而螺帽端之螺距較小。3 號氣缸以 4 根尺徑較大之螺栓固定於曲軸箱，編號為 s1、s2、s3、s4；另以 4 根尺徑較小之螺栓輔助固定，編號為 r1、r2、r3、r4 (詳圖 1.16-7)。檢視後發現螺栓 s1 及 s3 斷裂，掉落於左發動機整流罩底部 (詳圖 1.16-8)，2 個螺帽仍鎖在螺栓上，旁邊為另一尺徑較大之螺栓螺帽；8 根螺栓固定螺帽共有 5 個自安裝位置脫開，之後另尋獲螺栓 r1，其螺帽卡死於螺栓上，其餘 4 個螺帽脫落未尋獲。

檢視 8 根螺栓，發現均有崩牙現象；其中螺栓 s1 及 s3 已斷裂、螺栓 s2 及 s4 未斷裂但呈現受力變形；螺栓 r1 已斷裂且受力變形、螺栓 r2 接近斷裂，僅剩少部分未斷裂；螺栓 r3 及 r4 未斷裂但呈現受力變形；螺栓 s1、r1 及 r2 之斷裂面特徵相類似，均受到反覆彎曲力而斷裂 (圖 1.16-9)。觀察曲軸箱及 8 根螺栓，其中曲軸箱蓋有些許銹蝕現象，8 根螺栓則未發現腐蝕現象。另以掃描式電子顯微鏡 (Scanning Electron Microscope, 以下簡稱 SEM) 觀察螺栓 s1 及 s3 斷裂面，未發現任何疲勞現象 (詳圖 1.16-10, 11)。

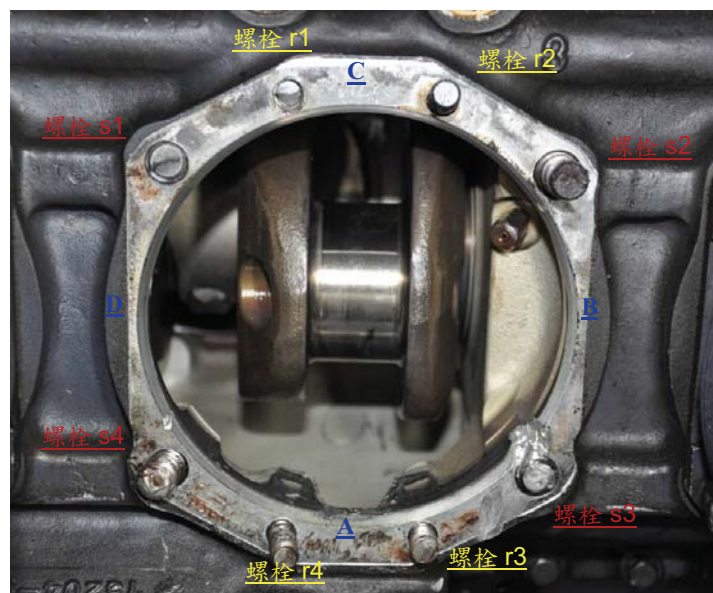


圖 1.16-7 曲軸箱螺栓之檢查



圖 1.16-8 斷落之螺栓 s1 及 s3

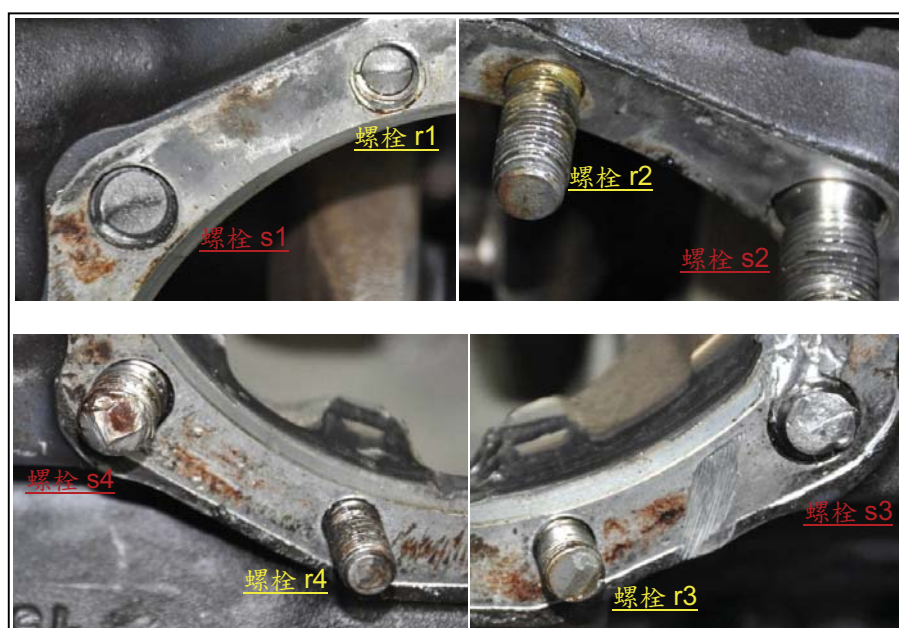


圖 1.16-9 螺栓之巨觀觀察

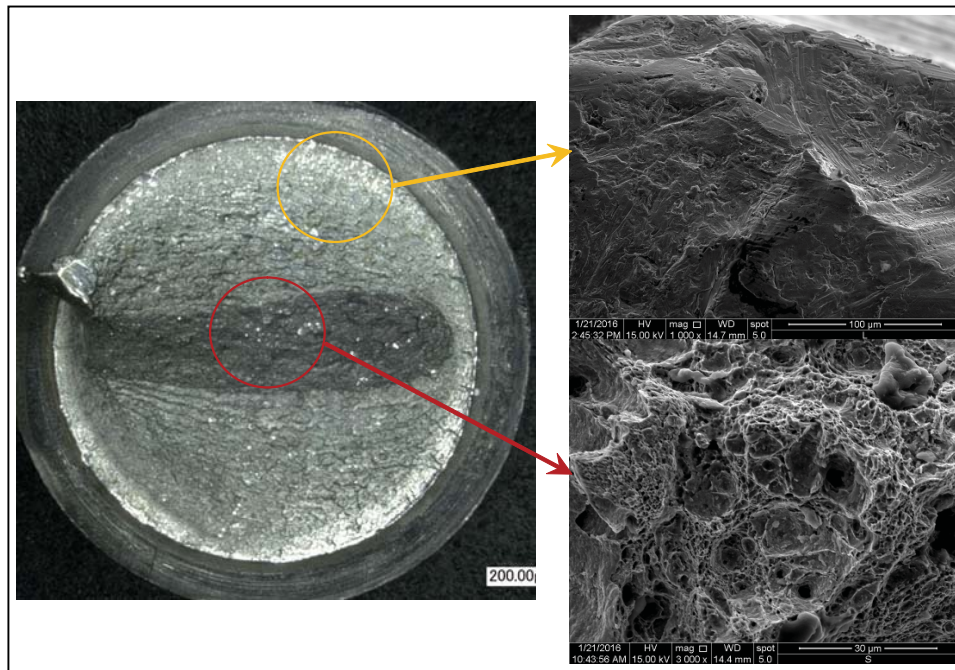


圖 1.16-10 螺栓 s1 斷裂面微觀觀察

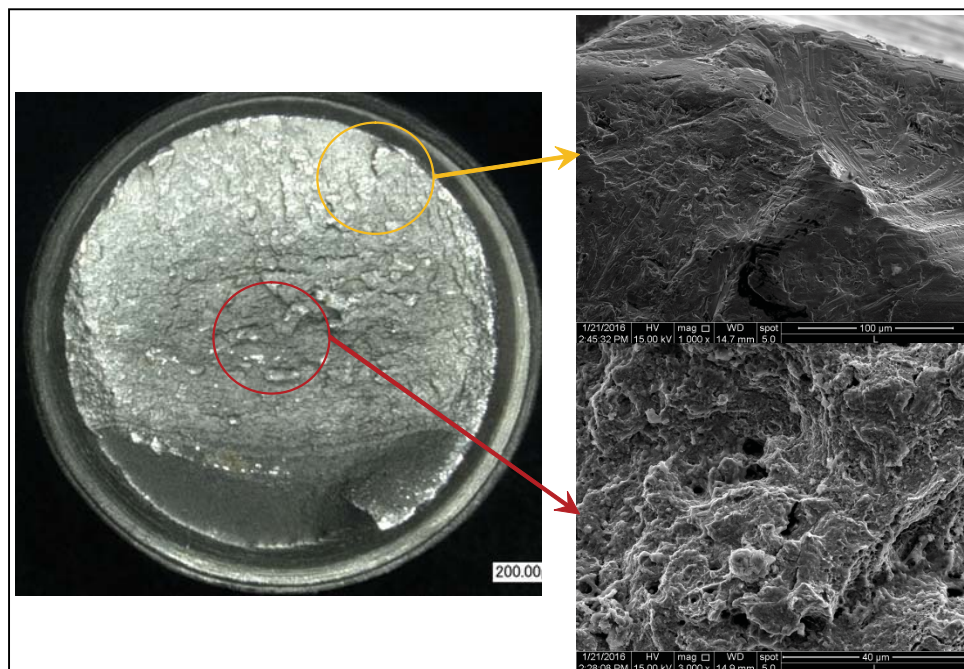


圖 1.16-11 螺栓 s3 斷裂面微觀觀察

1.16.2 活塞及連桿檢查

活塞檢查

圖 1.16-12 為該活塞巨觀觀察照片，活塞直徑約 5.1 吋，軸向高度約 3 吋。活塞與氣缸接觸部位呈現摩擦痕跡，在活塞頭壁面有兩處傷痕，位於 C 方位破損區塊之兩側（圖 1.16-12 黃圈），圖 1.16-13 為活塞頭靠近 B 方位傷痕之放大照片；活塞壁面上有數處破損，C 方位之破損區塊即上壓力環卡在活塞與氣缸壁之位置，附近之活塞壁面呈現壓擠傷痕（圖 1.16-14）；A 方位之活塞壁面有縱向磨痕，且呈現受力向內凹陷情形，放大照片如圖 1.16-15（即圖 1.16-12 左上藍圈位置）。

活塞頭上裝有三條活塞環⁴，分別為上、下壓力環（upper, lower compression ring）及擋油環（oil regulating ring）。壓力環主要功能為將燃氣密封於活塞頂端，保持氣缸壓力，將活塞的熱量傳導至氣缸壁，散發活塞溫度，避免發生過熱現象。

檢視上壓力環斷裂成兩部分（以 1a 與 1b 表示），如圖 1.16-16 右下圖所示，其中 1a 斷裂，卡在活塞與氣缸壁之間（圖 1.12-2），而 1b 仍在活塞溝槽內；下壓力環亦斷裂成兩部分（以 2a 與 2b 表示），其中 2a 亦脫落，掉落於左發動機整流罩底部，而 2b 仍在活塞溝槽內；擋油環亦斷裂，但僅蒐集到一小部分。

⁴ 依據萊康明服務通告 SB240W，該公司往復式發動機於進廠翻修時所有活塞環均須換新。

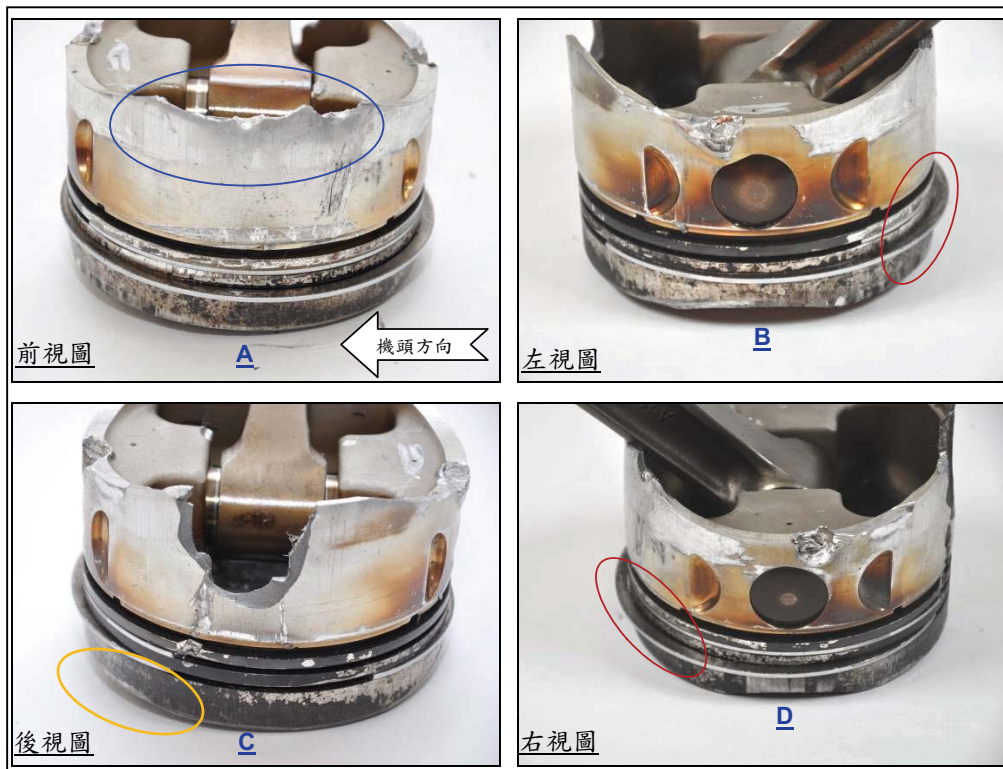


圖 1.16-12 破損活塞之巨觀觀察



圖 1.16-13 活塞頭傷痕



圖 1.16-14 活塞壁面呈現壓擠傷痕



圖 1.16-15 活塞壁面呈現受力向內凹陷

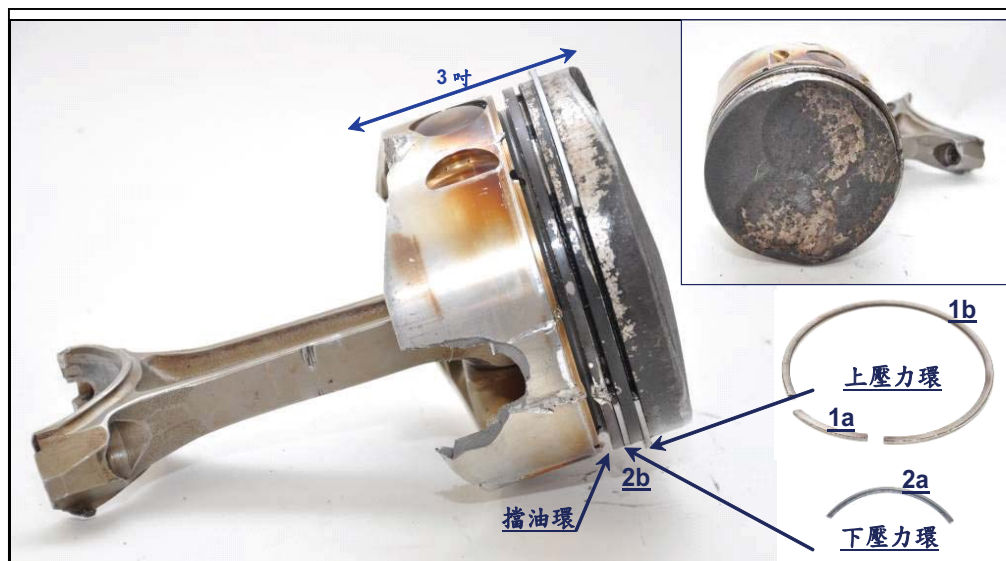


圖 1.16-16 活塞及三條活塞環

活塞連桿檢查

活塞係靠連桿與曲軸箱內曲軸相連，3 號氣缸活塞連桿與曲軸脫離，連桿與曲軸之固定螺栓遺失，連桿與曲軸相連軸承兩端呈現破損及變形現象，部分區域呈現藍黑色澤特徵，顯示此位置曾經歷撞擊、摩擦及高溫情形，如圖 1.16-17 紅圈。在活塞連桿軸上，發現密集 10 道平行橫向傷痕，放大觀察如圖 1.16-18。



圖 1.16-17 連桿呈現受損或變形現象

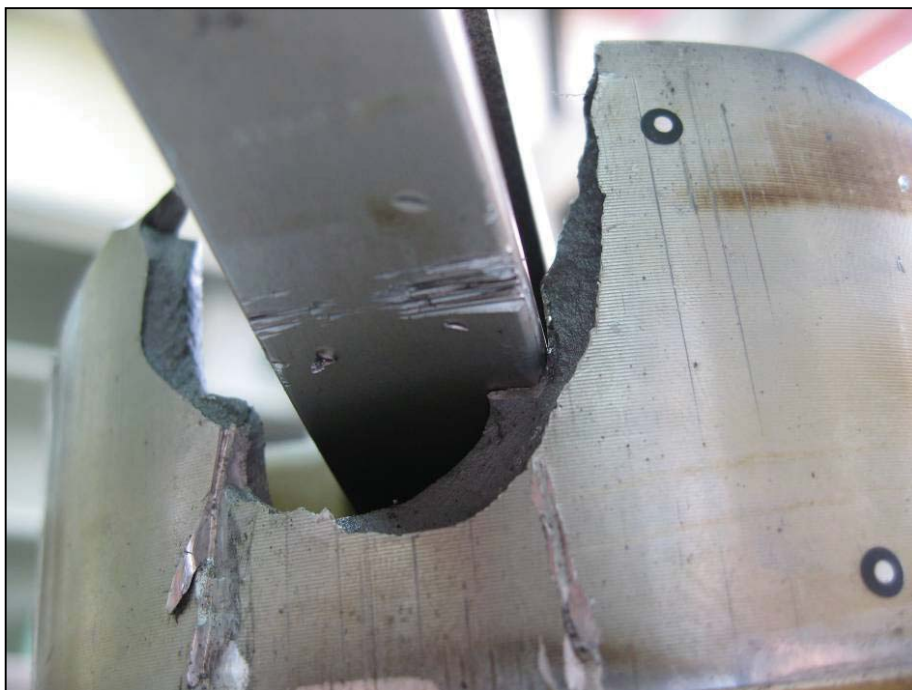


圖 1.16-18 活塞連桿之平行橫向傷痕

活塞壓力環檢查

為進一步確認 3 號氣缸活塞上壓力環斷裂原因，本會委請國家中山科學研究院材料暨光電研究所（以下簡稱中科院）進行檢驗，其結果為：「造成壓力環斷裂之主因，係由於表面之鍍鉻層破裂，接著在汽缸的往復行程下，壓力環之球墨鑄鐵底材因承受與汽缸內壁間的反覆摩擦力而衍生疲勞裂紋，當疲勞裂縫擴展至約達壓力環徑向截面的三分之一面積時，殘餘截面的材料強度因不足以抵抗摩擦應力而發生強制破斷」。

圖 1.16-19 為上壓力環斷裂面之顯微結構，左側較平坦的斷裂面為破裂起始處，面積約佔壓力環厚度截面的三分之一，右側則為強制斷裂面。圖 1.16-20 左上方部位之放大影像為壓力環斷裂面之疑似疲勞紋特徵，左下方部位之影像則呈現斷裂後之二次撞擊痕跡。

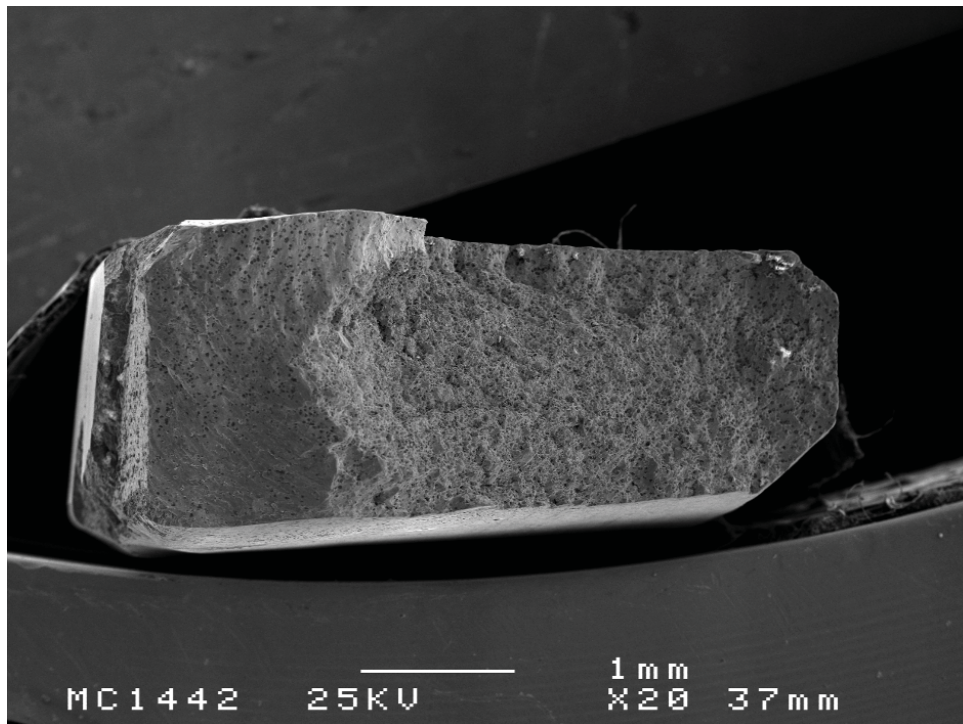


圖 1.16-19 壓力環斷裂面之顯微結構

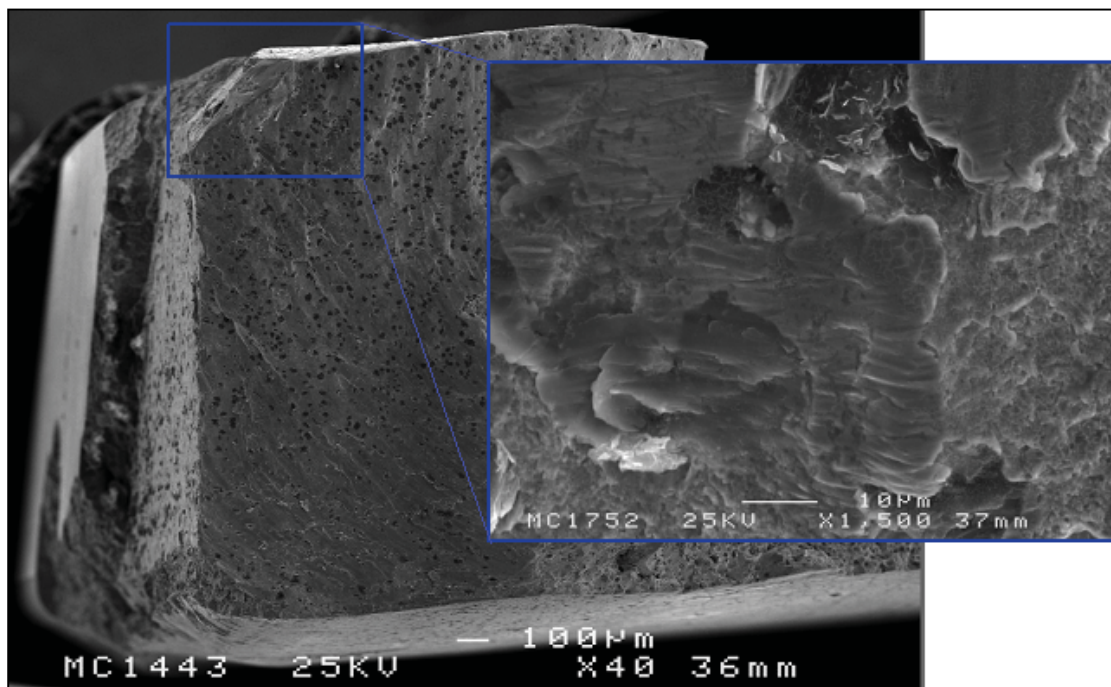


圖 1.16-20 壓力環斷裂面之疑似疲勞紋特徵

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 正駕駛員訪談摘要

受訪教師駕駛員表示，事故當日完成臺東空拍作業後，執行由臺東返回松山機場之飛渡兼施訓練飛行作業，並交換座位，由受訪者坐右座執行訓練，受機長升訓之副駕駛員坐左座。本航次為升訓機長駕駛員第一階段第五趟飛行訓練。

受訪者於出發前完成飛航計畫申請，飛行前任務提示，取得天氣、火炮射擊、飛航公告等資料並完成審閱，並提示此次訓練相關資訊。於停機坪啟動發動機一切正常並完成試車後才申請滑出，當日於豐年機場使用 22 跑道起飛，起飛前再次確認相關發動機儀表參數，於塔臺頒發起飛許可執行起飛滾行過程中，由左座受訓駕駛員擔任操控駕駛員操控飛機，受訪者依標準作業程序檢查發動機儀表參數，起飛後依航管所頒發綠島一號離場程序離場，計畫巡航高度為 7,000 呎。

該機於高度 4,000 呎至 5,000 呎間出現嚴重抖動，駕駛艙內警告燈號閃爍，兩個發電機的燈號亮後，飛機的抖動反而停止，重置發電機後，右側發電機警示燈號熄滅，左側發電機警示燈號仍保持明亮。

受訪者表示，因考量故障原因不明，且離豐年機場近，至高雄小港機場仍有一段距離，乃向航管申請折返臺東豐年機場檢修該機，確定該機沒問題後再做下一步計畫。於折返途中，近場臺將該航班交予豐年塔臺時，該機發動機轉速快速下降，請左座受訓駕駛員再次確認，左座駕駛發現左發動機滑油噴出及螺旋槳風旋，受訪者隨後依標準作業程序檢查發動機相關儀表數據，依序執行檢查表各項目，於收故障發動機油門時，為避免關錯發動機，由左座操控駕駛員護住右發動

機油門並確認後，由受訪者收回左發動機油門。依檢查表程序將左發動機螺旋槳順槳後，也大幅減少阻力。

受訪者表示，因故障發動機為關鍵發動機，若欲使用豐年機場 22 跑道，必需執行 04 跑道進場後再從西側環繞至 22 跑道，勢必得繞一大圈，若從東側環繞至 22 跑道，因當時風大，而事故機環繞左轉彎時會使故障之左側發動機位於低位置，將造成該機高度快速喪失，再加上當時風向影響，轉進五邊後高度、速度可能會是安全因素，所以受訪者向航管申請使用 04 跑道落地，塔臺告知尾風相當大，但受訪者衡量該機處於緊急狀況，發動機失效之飛安因素明確，且落地距離足夠條件下，所以尾風並不是問題，仍申請使用 04 跑道，同時執行檢查表相關程序進場落地。受訪者表示，事故機於落地時受超限尾風影響，平飄作業執行正常，惟平飄距離較長於頂風落地時，但該機仍能安全落地脫離跑道。

該機落地後，左座升訓駕駛員告知，飛機於滑行道 D 脫離跑道後速度減小，無法順利滑行，受訪者則接手嘗試，發現事故機滑行即使配合煞車、滿方向舵仍左偏而無法直行，可能會偏離滑行道面，乃請求地面支援，將該機拖至停機坪。臺東機場航務組因而派員前來檢視；將右發動機關車下機檢查時，方看見左發動機整流罩破損全貌；受訪者另外表示，於他航擔任駕駛員時也曾遭遇過類似事故。

1.18.1.2 副駕駛員訪談摘要

受訪副駕駛員表示，事故當日 0730 時開始於臺東執行空拍作業，至 1055 時結束，原表訂於 1100 時回松山機場，因空拍任務完成時間較晚，因而決定延遲 1 小時至 1200 時回航。出發前完成飛航計畫申請、飛行前任務與航路訓練相關提示及審閱簽派資料；上機後由受訪者坐左座擔任操控駕駛員，教師駕駛員坐右座擔任監控駕駛員，執行臺東飛渡返回松山機場兼施飛行訓練作業。本航次為升訓正駕駛員第一階段第五趟飛行訓練。

受訪者表示啓動發動機，確認相關發動機儀表顯示一切正常並完成試車後，才申請航管許可。因事故當日執行空拍作業時已觀察到臺灣東側海面上雲幕，考慮天氣可能不佳，乃向航管申請離場後南向加入 B-591 航路至恆春，再北轉 W-4 回松山機場，經航管許可後頒發綠島一號離場程序，巡航高度爲 7,000 呎。

飛機從豐年機場跑道 22 起飛，航管引導航機定向恆春，飛機爬升至高度約 5,000 呎左右出現機身異常抖動。受訪者表示於其座位即可觀察到左發動機抖動，並向教師駕駛員報告，一邊控制好飛機，一邊詳細執行左發動機儀表檢查，其中氣缸頭溫度表指示在綠線範圍，其後駕駛艙內警告燈號閃爍，兩個發電機的燈號閃爍熄滅後，駕駛艙內電力喪失，除飛操系儀表外，均無作用。因重置鍵位於駕駛艙右側，乃請教師駕駛員重置發電機。重置發電機後，右側發電機供電恢復正常，而左側發電機警示燈號仍保持明亮無法恢復供電。當時飛機位於豐年機場南側約 12 哩處，經受訪者與教師駕駛員討論，決定返回豐年機場檢修飛機後再飛渡回松山機場。

受訪者表示從兩個發電機警告燈號開始閃爍，到重置右側發電機供電恢復正常大約不到 1 分鐘時間；針對飛機於 1223:20 時至 1226:20 時的 3 分鐘期間無 Mode-C 高度紀錄，受訪者表示其原因可能係 Mode-C 的 transponder 再開機後需要至少 90 秒的暖機時間才能開始待機所致。

該航班向航管申請折返當時臺東豐年機場爲儀降天氣，受訪者表示於距豐年機場約 8 哩處已可目視機場，即向近場臺申請目視進場，經許可後立即被交接予臺東塔臺。與塔臺建立聯繫並許可於 22 跑道落地，塔臺曾詢問是否需要地面支援，答覆僅發電機故障問題並不需要地面支援。隨後進行相關進場落地準備時，受訪者立即聽到大聲響，往左側檢視發動機發現整流罩破損後，也同時向教師駕駛員報告此情形，檢查發動機轉速儀表也迅速下降，受訪者仍保持執行操控駕駛員工作，研判左發動機異常，與教師駕駛員交叉確認後，由教師駕駛員依序配合執行相關發動機失效緊急程序，完成左發動機螺旋槳順槳、關油門及電門等處置

。

該航班原許可返場使用跑道為 22，因當天早上執行完空拍任務於 22 跑道落地時感受到類似蘭嶼、綠島跑道風向氣流紊亂情況，較不易於操作；受訪者與教師駕駛員討論後，向塔臺申請變更落地跑道為 04 順風落地。受訪者表示，事故機於落地時受超限尾風影響，平飄作業平飄距離雖長於頂風落地，但該機仍能於安全落地後，以正常餘速於滑行道 D 脫離跑道進入滑行道 W。受訪者特別表示相較於民航運輸業所使用飛機，該機型所需起降距離少非常多，起飛時約需 845 至 1,000 呎，落地約需 960 至 1,300 呎。受訪者表示，於飛機速度減低後無法順利滑行，教師駕駛員接手嘗試後仍無法克服飛機滑行左偏情形，乃請塔臺通知地面支援拖該機回停機坪，並關車等待支援。

1.18.1.3 副駕駛員乙訪談摘要

受訪副駕駛員乙表示，事故當日於臺東豐年機場搭乘該機返回松山機場；副駕駛員乙坐於飛航組員後方第一排左側座位，並可目視窗外左發動機，機上另有一名機務人員坐於其右側座位。

副駕駛員乙表示於機內座位上仍專注執行部分行政作業，記不得飛機起飛後多久察覺飛機有異常振動，而操作飛機之正、副駕駛員開始處理發電機警告燈亮狀況，副駕駛員乙表示也記不得再隔多久時間聽到爆裂聲響，目視左側窗外發現左發動機靠機身側整流罩爆開，立即告知駕駛艙內正、副駕駛員；正、副駕駛員協同執行單發動機操作程序後平安落地，落地後則因無法直線滑行而請求航管地面支援。

1.18.2 航務相關手冊

1.18.2.1 航務手冊

大鵬第 12 版之航務手冊（Flight Operations Manual，以下簡稱 FOM）於民國 104 年 1 月 5 日生效。

FOM 第 4.6 節指出，順風及側風限制，BN-2 起飛及降落最大順風限制：10 浬/時。

FOM 第 10.3 節指出，空中緊急突發狀況時，飛航駕駛員之職責。10.3.1 節單發動機失效，10.3.1.2 節指出，以無線電告知航管單位飛機情況、相關位置、高度、並請求引導至最近機場落地，是否需要地面支援或其他安全措施。

FOM 第 11.5 節，緊急與危難通訊：「於緊急與危難之情況下，飛航駕駛員可以使用任何方法，引起他人注意，使大家知道它的位置以獲得援助。飛航駕駛員亦可選擇使用急迫呼叫「PAN PAN」方式依順序呼出：航空站呼號、航空器呼號、緊急情況、機長擬採行動、現在位置、高度及航向和其他有用資料。警告所有守聽者有關特殊情況，航管單位將會優先發給許可或提供協助」。

1.18.2.2 飛機操作手冊

大鵬第 2 版之飛機操作手冊（Aircraft Operation Manual，以下簡稱 AOM），於民國 101 年 8 月 1 日生效。

AOM 附錄 A 補充資訊，發動機失效強制程序 1.b.點，於發動機失效時應立即宣告緊急狀況。1.c.點，原則上，應告知航管正執行單發動機作業，並使用最近之機場盡速落地。

1.18.2.3 飛航手冊

大鵬第 5 版之飛航手冊（Flight Manual，以下簡稱 FM），於民國 92 年 4 月 1 日生效。

第三章緊急程序中對起飛後遭遇單發動機失效之處置為：

當已獲得安全空速及飛機正在爬升中，必須立即：

1. 確定兩具發動機已設定為全起飛動力。混合器置於全「RICH」位置，進氣

加溫控制至於「OFF」位置。

2. 確認已失效之發動機。
3. 將失效之螺旋槳控制手柄順槳。

左發動機失效時，對飛機之性能及操控均有較不利之影響。當一具發電機失效時，另一具仍運轉作用中之發電機將負責提供全機所需電力負載，此狀況接近單一發電機最高 50 安培之負載，因而輸出電壓有可能降至低於 25 伏特，導致低電壓警告燈亮起之狀況。

第四章一般操作程序中，BN-2B 側風落地能力為 30 浬/時。

1.18.3 發動機製造廠萊康明公司函覆資料

本會函詢萊康明過去是否有因上壓力環斷裂導致事故之類似案例；隨函附 3 張上壓力環斷裂面之電子顯微鏡相片，詢問疲勞紋造成壓力環斷裂是否與壓力環製造品質有關，以及發動機因氣缸螺栓失效導致飛航事故相關問題；其回覆內容及翻譯摘要如下。

- *To answer their question about similar failures of the rings: no, that is not a commonly observed failure. Compression rings rarely fail, and when they do, it is often a result of abnormal combustion, or excessive coke buildup, or etc. (譯：回答有關壓力環失效之類似案例：罕見此類失效，壓力環極少失效，若壓力環失效，通常原因為不正常燃燒或過多積碳或其他因素所導致。)*
- *The chrome plating on the compression ring OD surfaces always has microcracks present. It is normal, and harmless. Furthermore, metallographic sectioning often produces chipping of the chrome plate on the rings, so you could imagine that any fracture of the rings is likely to produce chipping and cracking in the chrome plate. All secondary effects,*

and not the primary failure mechanism. (譯：壓力環外徑表面鍍鉻層通常會存在微裂痕，鍍鉻層微裂痕屬正常且無害；實驗室金相切片時經常產生壓力環鍍鉻層碎屑，壓力環斷裂即有可能產生壓力環鍍鉻層碎屑及造成裂痕，鍍鉻層碎屑及裂痕均為之後產生而非主要之失效機制。)

- *The pictures probably don't show anything alarming. I don't believe this was a fatigue failure of the ring, I don't believe their photos show fatigue cracking.* (譯：所附相片並未顯示任何警訊，壓力環斷裂並非源自疲勞失效，不認為相片有顯示疲勞裂痕。)
- *Review of photos forwarded for review shows fretting has occurred to the crankcase cylinder deck mounting surface. The fretting is quite severe in the area of the "stud bolts" labeled as #3 and #4 and also the studs labeled as "remaining" #3 and #4. This is an indication of vibrational loading between the cylinder and crankcase surfaces as would be expected if the nuts were not installed or are not fully torque to specification.* (譯：審視所傳照片顯示，曲軸箱與氣缸接合面呈現振動摩擦現象，此振動摩擦現象在編號#3及#4(即 s3 及 s4) 螺栓附近區域尤其嚴重，以及在編號其餘#3及#4(即 r3 及 r4) 螺栓附近區域也有相同情形，顯示曲軸箱與氣缸接合面之間存在震動負載，懷疑有可能螺帽未安裝或扭力不足。)
- *The possibility exists that the attaching hardware for the "remaining" #3 and #4 studs may not have been installed at the time of the cylinder separation from the crankcase due to non breakage of these studs.* (譯：編號其餘#3及#4 螺栓(即 r3 及 r4) 未斷裂，可能於氣缸脫開前其固定螺帽已未在安裝位置。)

1.18.4 FAA 發布之相關服務通告

美國聯邦航空總署（Federal Aviation Administration, 以下簡稱 FAA）於民國 103 年 3 月 24 日針對萊康明發動機固定螺栓之可能損壞情況，發布一項特別適航資訊通報（Special Airworthiness Information Bulletin, 以下簡稱 SAIB）NE-14-13，詳如附錄三。

該通報述及美國紐約飛機驗證辦公室查閱美國國家運輸安全委員會（National Transportation Safety Board, 以下簡稱 NTSB）事故資料庫，NTSB 於西元 2000 年 1 月至西元 2013 年 6 月期間，共調查 7 件萊康明發動機固定螺栓失效案例，調查發現：安裝螺栓時施加預應力不足，或不適當安裝，可能造成螺栓失效導致氣缸脫落。另一份調查報告亦將螺栓疲勞現象列為發動機失效原因，多根固定螺栓失效後，將導致氣缸脫落。

依據該通報內容中萊康明說明意見，螺栓失效可能原因包括：

- 氣缸安裝扭力不正確；
- 腐蝕麻點；
- 氣缸與曲軸箱接合面過度噴漆導致螺栓安裝扭力不正確；
- 曲軸箱軸承接合面振動摩擦。

該份 SAIB 之建議內容如下：

1. 檢查氣缸螺栓，檢視是否有腐蝕孔或是鍍鉻層脫落現象。
2. 按照萊康明翻修手冊或萊康明服務指令 1029D 執行氣缸安裝。
3. 使用萊康明特別工具對螺帽施加扭力。
4. 當使用扳手對螺帽施加扭力時，要確認扳手不要接觸到氣缸或是發動機其它部位，以避免施加不正確的扭力，造成夾持力低於需求。
5. 允許的情況下，檢視曲軸箱蓋接合面是否有振動摩擦現象。萊康明要求不能有

任何振動摩擦現象。

第二章 分析

2.1 概述

本事故機飛航組員飛航資格符合現行民航法規之規定，事故前 72 小時之休息及活動正常，無證據顯示飛航組員於飛航中曾受任何藥物及酒精影響。事故機之載重平衡於標準範圍內。查閱該機於事故發生前三個月內飛機維護紀錄簿，無異常登錄，該機之適航指令均依規定時限執行管制。

該機未裝置 FDR 及 CVR，無事故發生時左發動機動力輸出值及氣缸溫度等相關性能數據可供參考，本次事故之分析與結論概依實驗室檢測、航務人員訪談、原廠函覆資料、航機務相關作業手冊、航管 MSTs 資料及 FAA 特別適航資訊通報等綜整分析而得；以下分析重點包括：發動機損壞原因、發電機警告燈亮及 MSTs 資料無 Mode-C 高度紀錄原因以及飛航操作相關因素等議題，內容分述如後。

2.2 左發動機損壞原因

該型發動機 3 號氣缸位居氣缸排列中心位置，前後有 1 號及 5 號氣缸，散熱效果較差；事故發生時為航機爬升階段，上述狀況會使 3 號氣缸內部燃氣溫度升高；駕駛員訪談摘要顯示，事故發生時駕駛艙儀表板僅有發電機警告燈亮狀況，氣缸頭溫度表指示在綠線範圍，以上顯示發動機雖於較熱環境，卻未達超溫範圍，因此發動機過熱超溫導致故障因素應可排除。調查小組量測 3 號氣缸尺寸，氣缸平均直徑及真圓度均符合萊康明 1047B 號服務指令規範；氣缸內壁斜度 0.0048 吋，稍大於 0.0045 吋規範，惟相差僅約 0.0003 吋（約 0.008 公釐），考量量測之容許誤差，斜度符合規範。該機左發動機經拆檢確認係 3 號氣缸脫離原安裝位置，與曲軸箱分離，造成發動機損壞，可能原因分析如下。

2.2.1 氣缸螺栓斷裂原因及影響

檢視 3 號氣缸 8 根螺栓，未發現腐蝕現象，依圖 1.16-10 及-11 之 s1 及 s3 螺栓斷裂面 SEM 影像，亦未發現任何疲勞現象，因此材料腐蝕與疲勞並非螺栓失效主因。

3 號氣缸曲軸箱螺栓之破壞情形如圖 2-1 所示，螺栓 s1、r1 及 r2 之斷裂面特徵相類似，均受到反覆彎曲力而斷裂，依此研判破壞起源為對角邊的螺栓（s3、r3 及 r4）先斷裂或是螺帽脫落，當氣缸受力不平衡後，導致螺栓 s1、r1 及 r2 受到反覆彎曲力而最後斷裂；螺栓 s4、r4 及 r3 呈現受力變形特徵，大致往外側彎曲，但方向並沒有共通性。

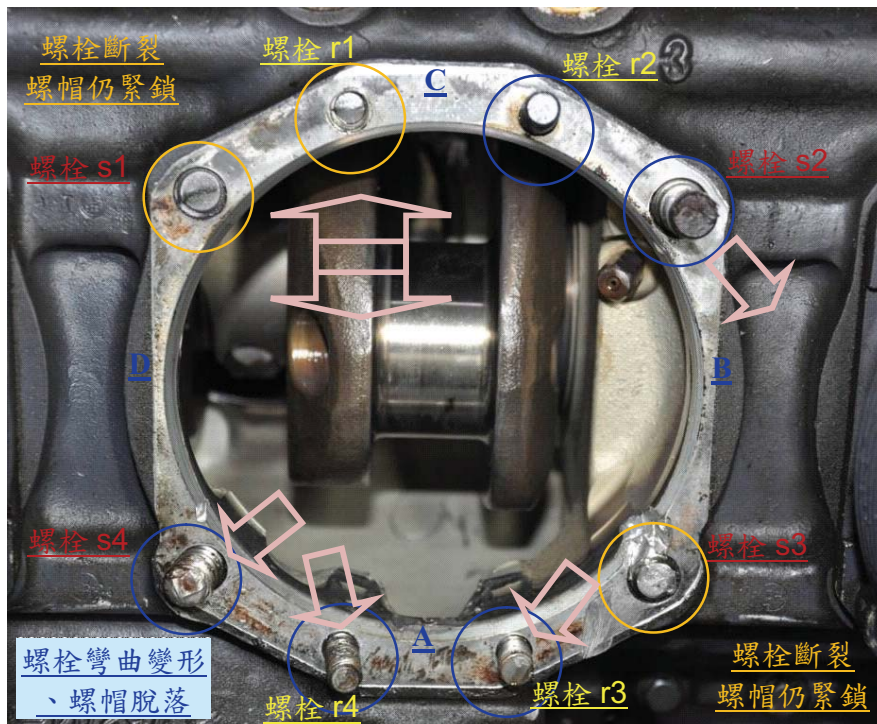


圖 2.2-1 3 號氣缸曲軸箱螺栓之破壞情形

萊康明函覆資料指出，依照片所示，在螺栓 s3、s4、r3 及 r4 附近接合面呈現嚴重之摩擦痕跡，3 號氣缸與曲軸箱之間可能接合不緊密，致使 3 號氣缸活塞作軸向運動時產生振動，造成螺栓 s3、s4、r3 及 r4 附近接合面產生振動摩擦，曲軸箱蓋螺栓之螺帽安裝可能有扭力不足狀況。依據 FAA 所發布之 SAIB NE-14-13

資訊，過去亦曾有萊康明發動機因螺栓失效，致氣缸脫開發動機失效之調查案例；該份通報內容中，萊康明亦述及，氣缸安裝扭力不正確及曲軸箱軸承接合面振動摩擦為螺栓失效可能原因。

事故發生後檢查 3 號氣缸 8 根螺栓固定螺帽共有 5 個不在安裝位置，萊康明函覆資料述及，螺栓 r3 及 r4 未斷裂，可能於 3 號氣缸脫開前其固定螺帽未安裝或未上足夠扭力而脫落。依據大鵬該型發動機維修政策，大鵬採使用時數屆期前拆下送修，換裝翻修完成之發動機方式運作，氣缸螺栓固定螺帽拆裝屬廠級維修工作項目，日常維護及定期檢查均無螺栓固定螺帽拆裝工作。調查小組研判該具發動機於進廠翻修作業安裝 3 號氣缸時可能已存在扭力不足狀況，使 3 號氣缸與曲軸箱之接合不緊密；依據維修資料，左發動機累計使用時間已超過 1,400 小時，發動機長期運轉及活塞之軸向運動導致 3 號氣缸螺栓固定螺帽鬆動，可能於本次事故發生前即已造成若干固定螺帽脫落，因而使氣缸與曲軸箱接合面於發動機運轉時產生振動，進而使螺栓彎曲變形或斷裂，造成 3 號氣缸自左發動機曲軸箱脫開及發動機損壞。

2.2.2 活塞壓力環斷裂原因

依據中科院檢驗結果，上壓力環表面鍍鉻層有由外向內延伸的裂痕，活塞在氣缸內作往復軸向運動時，安裝於活塞溝槽內之上壓力環表面受到高週期往復摩擦力作用，在初始裂痕處發展出疲勞裂紋，之後疲勞裂紋受力持續成長，至約佔上壓力環徑向截面積三分之一時，於左發動機運作期間，因上壓力環殘餘截面之材料強度不足，無法承受摩擦力而發生強制斷裂。

萊康明函覆資料指出，壓力環失效極罕見，若壓力環失效，通常原因為不正常燃燒或過多積碳所導致。壓力環係以預壓方式嵌入活塞溝槽，未斷裂之壓力環具有彈性，可頂住氣缸壁，提供氣缸內部燃氣密封及散熱功能，若壓力環斷裂即不具彈性，會退入活塞溝槽內。調查小組認為，該只上壓力環雖有疑似疲勞裂紋存在，且 SEM 檢視發現上壓力環斷裂面有撞擊磨擦痕跡，依據事故發生日前 22

天之氣缸壓縮測試，3 號氣缸壓縮壓力值為 77psi，高於額定之 70psi，應無漏氣狀況存在；飛航組員訪談資料指出，事故發生時氣缸頭溫度表指示在綠線範圍，因而壓力環應仍具備氣密及散熱功能。調查小組研判上壓力環於本次事故發生前可能尚未達斷裂程度，其斷裂面之撞擊摩擦痕跡可能來自彈出活塞壓力環溝槽後，與附近其它零件撞擊造成。

當 3 號氣缸螺栓被拉斷後，氣缸被推離原安裝位置，與曲軸箱分離，正常運作之氣缸活塞會帶動曲軸運轉，造成 3 號氣缸活塞於向下行程時脫出氣缸，使上、下壓力環彈出壓力環溝槽後撞擊 3 號氣缸，導致上、下壓力環斷裂；上壓力環斷裂後卡於 3 號氣缸壁與活塞之間，呈現如圖 1.16-14 所示之壓擠傷痕。

2.2.3 左發動機整流罩爆開原因

3 號氣缸自左發動機曲軸箱脫開後，造成活塞脫出 3 號氣缸，壓力環彈出及撞擊斷裂，斷裂之上壓力環卡於 3 號氣缸壁與活塞之間，造成活塞卡死；因活塞仍與曲軸相連接，持續運轉之曲軸連動卡死之活塞與已脫開之氣缸連續撞擊曲軸箱，造成曲軸軸承螺絲斷裂，活塞連桿與曲軸脫離，曲軸撞擊活塞連桿，連桿撞擊活塞及曲軸箱內壁，導致如圖 1.1-1 所示左發動機右側整流罩爆開及損壞，同時使 3 號氣缸之進氣管及排氣管自左發動機脫離。

2.3 發電機警告燈亮及 MSTs 無 Mode-C 高度紀錄原因

依據該機事故前最近一次 1,000 小時定檢完工紀錄，其左、右發電機測試均符合試車規範要求。依據 MM，該型機於正常電力負載操作狀況時，發電機輸出電壓應維持於 27.75 0.25 伏特之範圍，當任一具發電機輸出電壓低於 25.5 0.5 伏特時，會導致與其串接之發電機失效警告燈亮，當輸出電壓高於 25.5 0.5 伏特時發電機失效警告燈熄滅。

依據飛航組員訪談摘要，該機約於 1223 時爬升通過 5,000 呎左右高度時出現左發動機抖動狀況，之後雙發電機警告燈亮，駕駛艙內電力喪失。該機於 1223

時左發動機仍運轉中，研判應係左發動機 3 號氣缸螺栓斷裂，3 號氣缸脫離原安裝位置後活塞自氣缸脫出，導致運轉中之左發動機抖動及轉速下降，使由左發動機驅動之發電機輸出電壓低於 25.5 0.5 伏特，造成左發電機失效警告燈亮。

依據 FM，以單一具發電機提供全機電力所需時，可能因接近單一發電機最高 50 安培之負載，因而發電機輸出電壓有可能降至低於 25 伏特。右發電機失效警告燈亮原因可能係因左發電機失效後，該機全機電力瞬時由右發電機提供，因接近單一發電機最高 50 安培之負載，導致右發電機輸出電壓低於 25.5 0.5 伏特，造成右發電機失效警告燈亮；飛航組員約於 1224 時關閉故障之左發動機，經重置發電機後，右側發電機供電恢復正常，左側發電機因左發動機故障關閉而無法運轉供電，導致左發電機警告燈恆亮。

事故機裝用一具 Bendix/King 型號 KT76A 之答詢機，依據該型該型答詢機規格，答詢機開機後至備便可用狀態約需 45 秒至 50 秒，在正常狀況下，一次答詢間隔時間約需 10 秒至 15 秒。MSTS 資料顯示，該機於 1223:20 時至 1226:20 時期間無 Mode-C 高度紀錄；依據飛航組員訪談摘要，該機於此時段曾遭遇雙發電機警告燈亮，駕駛艙內電力喪失狀況；經飛航組員檢查並重置右側發電機，航機約於 1 分鐘後供電恢復正常；另依副駕駛員訪談摘要，該機 Mode-C 高度答詢機開機後需至少 90 秒暖機時間才能開始待機；航機從無發電機供電，經右側發電機重置恢復飛機供電，因而造成 Mode-C 高度答詢機重新開機；因此，駕駛艙內電力暫時喪失期間、航機 Mode-C 高度答詢機重開機之備便時間以及答詢間隔時間，導致 MSTS 資料於 1223:20 至 1226:20 時無該機 Mode-C 高度紀錄。

2.4 飛航操作分析

事故當時臺灣東方海面有一大片雲層，其中並有線狀對流雲系移進臺東地區。飛航組員根據天氣觀測及預報資料，修正原使用臺灣東側航路之飛航計畫符合所參考天氣資料及當時天氣狀況。

2.4.1 跑道選擇與順風落地

該機於南飛定向恆春時遭遇發電機異常，參考航機相對豐年機場位置，並考量當時豐年機場處於儀器天氣狀況，雖塔臺管制員曾試圖導引該機加入豐年機場 22 跑道西航線三邊，飛航組員仍申請豐年機場 LDA 04 跑道進場。選擇使用 LDA 04 跑道進場程序可獲近場臺管制員導引最短途徑進場落地，除較豐年機場環繞進場程序可能造成飛航組員之負擔為低，也較貼近臺東海岸線陸路，不需再經近場臺管制員導引至外海執行進場程序，同時避免進入海上逼近陸地之不良天候。

該機於進場途中遭遇發動機失效，根據最接近該機落地時間之豐年機場天氣觀測資料 (ATIS L)，經查表換算 04 跑道順風量約為 21 哩/時；FOM 所述 BN-2 最大順風限制為 10 哩/時，飛航組員於正常操作情況下，應選擇於頂風或順風量未超限之 22 跑道落地。實際上，該機遭遇情況為屬關鍵發動機之左發動機失效，對航機操作及性能相關特性有更不利的影響；飛航組員若於進場中依塔臺管制員指示加入豐年機場 22 跑道西航線三邊，該機地速將受順風影響而增加約 20 哩/時，在左發動機失效加上承受較高地速而右轉加入四邊，轉彎半徑勢必較發動機正常運作時大幅增加，將有可能導致該機發生不穩定進場情形。飛航組員於訪談述及事故當日前趟飛行曾於 22 跑道落地，當時所感受氣流更較平時 04 跑道落地不穩定，也較不利於左發動機失效之事故機進場落地。

豐年機場 04 跑道長度超過該機一般落地距離三倍；依當時天氣狀況計算，該機順風落地所需距離約為 2,492 呎，不到豐年機場 04 跑道全長 7,999 呎三分之一。因此，飛航組員於緊急情況下使用豐年機場 04 跑道落地，除可獲近場臺管制員導引最短途徑進場落地外，就該機左發動機失效之操作特性，以及當時天氣狀況，應比使用 22 跑道落地更符合安全上考量。

2.4.2 緊急狀況宣告

依大鵬 FOM，航機於遭遇發動機失效時，應立即告知航管遭遇發動機失效，

及相關位置、高度並請求引導至最近機場落地，並告知是否需要地面支援或待命等其他安全措施。

該機於起飛爬升階段遭遇發動機異常，飛航組員於折返豐年機場進場過程中左發動機關車之狀況，依 AOM 規定，飛航組員應立即宣告緊急狀況；另依大鵬 FM 之緊急操作程序，飛航組員須於執行關閉受影響之發動機相關程序後儘速落地，其條件應符合「急迫呼叫情況」。依據附錄 1 抄件紀錄，該機於起飛後約 13 分鐘，飛航組員告知近場臺左發電機有問題，請求返回豐年機場，並請求 LDA RWY 04 進場。隨後在 1 分 37 秒之後，明確告知「左邊發動機已經關車只剩下一個發動機」，顯示飛航組員已有立即就近機場儘速落地之決心，但卻遲疑未能果斷宣布緊急狀況，明確告知航管狀況並獲得最優先協助。

飛航組員與高雄近場臺管制員對話過程中，僅告知管制員該機遭遇發電機異常，及其後左發動機關車所造成單發動機飛航情況，並未依公司規定程序立即宣告緊急狀況，亦未能使用標準通話程序，正確有效的表達飛機遭遇狀況及意圖，導致高雄近場管制塔臺及豐年機場管制臺管制員未能即時理解該機當時情況，並給予適時必要的協助。

本頁空白

第三章 結論

調查報告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。

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，但提昇了事故發生機率。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. 事故發生後檢查 3 號氣缸 8 根螺栓固定螺帽共有 5 個不在安裝位置，左發動機於進廠翻修作業安裝 3 號氣缸時可能已存在扭力不足狀況，使 3 號氣缸與曲軸箱之接合不緊密；左發動機累計使用時間已超過 1,400 小時，發動機長期運轉及活塞之軸向運動導致 3 號氣缸螺栓固定螺帽鬆動，可能於本次事故發生前即

已造成若干固定螺帽脫落，因而使氣缸與曲軸箱接合面於發動機運轉時產生振動，進而使螺栓彎曲變形或斷裂，造成 3 號氣缸自左發動機曲軸箱脫開及發動機損壞。(1.16.1、1.18.3、1.18.4、2.2.1、2.2.3)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 飛航組員未於發動機失效時立即依大鵬飛機操作手冊規定程序宣告緊急狀況，亦未能使用標準通話程序，正確有效的表達飛機遭遇狀況及意圖，導致高雄近場管制塔臺及豐年機場管制臺管制員未能即時理解該機當時情況，並給予適時必要的協助。(1.18.2.1、1.18.2.2、1.18.2.3、2.4.2)

3.3 其它調查發現

1. 該機於事故發生前三個月內飛機維護紀錄簿無異常登錄，該機之適航指令均依規定時限執行管制。(1.6.3、2.1)
2. 左發動機 3 號氣缸尺寸符合萊康明 1047B 號服務指令規範。(1.16.1、2.2)
3. 左發動機 3 號氣缸自曲軸箱脫開後，正常運作之氣缸活塞帶動曲軸運轉，造成 3 號氣缸活塞於向下行程時脫出氣缸，使上、下壓力環彈出壓力環溝槽後，因撞擊 3 號氣缸導致上、下壓力環斷裂。(1.16.2、1.18.3、2.2.2)
4. 左發動機 3 號氣缸活塞自氣缸脫出，導致運轉中之左發動機抖動及轉速下降，使由左發動機驅動之發電機輸出電壓低於 25.5 0.5 伏特，造成左發電機失效警告燈亮。左發電機失效後，該機全機電力瞬時由右發電機提供，可能因接近單一發電機最高 50 安培之負載，導致右發電機輸出電壓低於 25.5 0.5 伏特，造成右發電機失效警告燈亮。飛航組員重置發電機後，右側發電機失效警告燈熄滅，飛機供電恢復正常。(1.6.3.3、1.18.2.3、2.3)
5. 該機駕駛艙內電力暫時喪失期間、航機 Mode-C 高度答詢機重開機之備便時間以及答詢間隔時間，導致航管雷達資料於 1223:20 至 1226:20 時無該機 Mode-C

高度紀錄。(1.6.3.4、1.11.3、1.18.1.2、2.3)

6. 飛航組員於緊急情況下使用豐年機場 04 跑道落地，除跑道長度超過該機一般落地距離三倍，可獲近場臺管制員導引最短途徑進場落地外，就該機左發動機失效之操作特性，以及當時天氣狀況，應比使用 22 跑道落地更符合安全上考量。
(1.7.2、1.18.1.1、1.18.1.2、2.4、2.4.1)

本頁空白

第四章 飛安改善建議

4.1 飛安改善建議

致大鵬航空公司

1. 加強宣導飛航組員於遭遇發動機失效情況時，應依公司手冊規定立即宣告緊急狀況。(ASC-ASR-16-05-001)

致交通部民用航空局

1. 督導大鵬航空公司加強宣導飛航組員於遭遇發動機失效情況時，應依公司手冊規定立即宣告緊急狀況。(ASC-ASR-16-05-002)

致萊康明發動機公司

1. 建議萊康明發動機公司依據美國聯邦航空總署特別適航資訊通報 NE-14-13 建議內容，管制 540 系列發動機之翻修品質。(ASC-ASR-16-05-003)

本頁空白

附錄一 航管無線電通訊錄音抄件

APP：高雄近場管制塔臺

TWR：豐年機場管制塔臺

B68802：大鵬 B68802 駕駛員

TIME	COM.	CONTENTS
1144:33	B68802	豐年塔臺午安 bravo 六八八洞兩二號 bay 請求開車到松山高度六千 information juliet
1144:45	TWR	bravo 六八八洞兩豐年塔臺同意開車稍待許可
1144:51	B68802	可以開車稍待許可 bravo 六八八洞兩
1155:51	B68802	豐年 bravo 六八八洞兩等待許可
1155:56	TWR	bravo 六八八洞兩請問預計什麼離場
1156:03	B68802	我是預計走那個五九么 whisky four 到松山
1156:08	TWR	對的什麼離場程序綠島一號可以嗎
1156:17	B68802	呃都可以的 bravo 六八八洞兩
1156:25	TWR	bravo 六八八洞兩 roger 許可到中壢 dme fix 走綠島一號離場 bravo b 五九么 yilan one zulu 到場高度保持拐千 squawk 洞三四拐
1156:42	B68802	許可 bravo 六八八洞兩到中壢 dme fix 綠島 one departure bravo 五九么 yilan one 啊 yilan one zulu arrival 高度拐千呃 squawk 請再說
1156:56	TWR	洞三四拐
1156:58	B68802	洞三四拐 bravo 六八八洞兩
1157:02	TWR	bravo 六八八洞兩許可複誦正確
1157:12	B68802	啊豐年塔臺 bravo 六八八洞兩是請求走五九么然後走 whisky four 回松山
1157:26	TWR	bravo 六八八洞兩呃 whisky four 在西邊你五九么直接接 yilan one 就可以到松山了
1157:34	B68802	啊因為這邊五九么天氣不好所以我請求由西邊回松山
1157:41	TWR	你是向南離場是吧
1157:44	B68802	是的六八八洞么兩
1157:47	TWR	bravo 六八八洞兩 roger 請稍待
1157:49	B68802	稍待六八八洞兩
1202:40	B68802	豐年塔臺 bravo 六八八洞兩
1203:30	TWR	bravo 六八八洞兩請講
1203:32	B68802	六八八洞兩等待許可

1203:35	TWR	bravo 六八八洞兩許可到中壢 dme fix 綠島一號離場 bravo 五九么恆春呢 w 四 houlong one zulu 到場高度拐千 squawk 洞三四拐
1203:54	B68802	許可 bravo 六八八洞兩至中壢定位點呢綠島 onedeparture bravo 五九么 houlong 呢恆春 whisky fourhoulong one zulu 到場拐千洞三四拐
1204:08	TWR	bravo 六八八洞兩許可複誦對的
1204:24	B68802	bravo 六八八洞兩二號 bay 請求滑出
1204:29	TWR	bravo 六八八洞兩許可滑出跑道外等待
1204:33	B68802	可以滑出跑道外等待 bravo 六八八洞兩
1206:54	TWR	bravo 六八八洞兩許可繼續滑行通過跑道走 charliewhisky delta 至兩兩跑道
1207:02	B68802	可以繼續滑行通過跑道 charlie whisky delta 兩兩跑道 bravo 六八八洞兩
1209:47	TWR	bravo 六八八洞兩綠島一號離場地地面風么八洞的么八哩最大兩四許可起飛
1209:54	B68802	綠島一號離場許可起飛 bravo 六八八洞兩
1212:53	TWR	bravo 六八八洞兩 squawk 洞三四拐 ident
1212:57	B68802	洞三四拐 ident
1213:52	TWR	bravo 六八八洞兩請問高度
1213:56	B68802	通過么千四百呎
1213:58	TWR	bravo 六八八洞兩 roger 呢請再 ident 一次
1214:04	B68802	roger (此處聽不清楚) 一次六八八洞兩
1214:26	B68802	豐年 bravo 六八八洞兩現在通過二點三哩高度通過一千五繼續爬升
1214:33	TWR	bravo 六八八洞兩 roger 請換高雄 approach 么么九點四連絡再見
1214:41	B68802	么么九四再見 bravo 六八八洞兩
1214:50	B68802	高雄 approach 午安 bravo 六八八洞兩綠島 onedeparture 離開么千八百呎
1214:56	APP	bravo 六八八洞兩高雄 approach 綠島 one 離場爬高保持拐千臺東 q n h 么洞么三
1215:04	B68802	綠島 one 離場保持拐千么洞么三 bravo 六八八洞兩
1216:43	APP	bravo 六八八洞兩雷達看到你機場的東面四哩 confirm 離開兩千六百
1216:49	B68802	是的 bravo 六八八洞兩
1216:51	APP	bravo 六八八洞兩右轉定向恆春恢復正常航行
1216:55	B68802	右轉定向恆春恢復正常航行 bravo 六八八洞兩
1222:56	B68802	高雄 approach bravo 六八八洞兩
1222:59	APP	bravo 六八八洞兩請講

1223:02	B68802	丫我們飛機左邊發電機有問題我請求回豐年落地檢修
1223:07	APP	bravo 六八八洞兩抄收教官可否更正右轉右轉航向洞兩洞請問落地種類
1223:15	B68802	右轉航向洞兩洞我會請求直接做 l d a 進場
1223:22	APP	bravo 六八八洞兩教官你要做 l d a 進場嗎
1223:26	B68802	丫因為我現在才剛離開如果可以的話請你引導到五邊給我落地因為飛機有問題的狀況
1223:33	APP	教官好的
1223:51	APP	bravo 六八八洞兩教官洞四跑道現在豐年使用兩兩跑道那如果是 l d a 的話那就是用洞四跑道落地教官請問你是要用洞四跑道落地嗎
1224:02	B68802	ㄊ如果可以的話我用洞四跑道落地
1224:06	APP	bravo 六八八洞兩 roger 繼續右轉右轉航向三四洞攔截 l d a 最後進場航道
1224:15	B68802	roger 航向三四洞雷達引導 l d a 最後進場航道 bravo 六八八洞兩
1224:48	APP	bravo bravo 六八八洞兩 revise 左轉航向兩九洞
1224:52	B68802	左轉航向兩九洞 bravo 六八八洞兩丫現在左邊發動機已經關車剩下一個發動機
1225:05	APP	bravo 六八八洞兩下降更正下降保持三千
1225:10	B68802	下降保持三千 bravo 六八八洞兩
1225:14	APP	bravo 六八八洞兩請你再報告一次你的問題
1225:17	B68802	丫我左邊的發電機有問題我現在回豐年去做檢修
1225:23	APP	bravo 六八八洞兩報告你現在高度雷達無法顯示你高度
1225:29	B68802	目前高度是三千七百三千七百呎
1225:33	APP	bravo 六八八洞兩教官你的這個高度落地有沒有問題
1225:37	B68802	ㄊ沒有問題我可以視狀況下來那個下降
1225:42	APP	bravo 六八八洞兩 roger
1225:50	B68802	高雄 approach bravo 六八八洞兩我目前這個位置可以目視機場 confirm 我可以直接目視進場
1225:56	APP	bravo 六八八洞兩可以的教官報告目視機場報告目視機場
1226:02	B68802	ㄊ roger 我現在可以目視機場 bravo 六八八洞兩
1226:06	APP	bravo 六八八洞兩許可目視進場洞四跑道
1226:10	B68802	許可目視進場洞四跑道 bravo 六八八洞兩
1226:14	APP	bravo 六八八洞兩 confirm 是左邊的發動機還是發電機有問題
1226:19	B68802	發電機
1226:21	APP	bravo 六八八洞兩好的教官可否請問需要落地的支援嗎
1226:27	B68802	沒有問題我可以回到停機坪
1226:30	APP	bravo 六八八洞兩好的

1226:45	APP	bravo 六八八洞兩教官現在是 I m c 的天氣狀況可否仍然可以目視機場
1226:50	B68802	可以目視 bravo 六八八洞兩
1226:53	APP	bravo 六八八洞兩好的換豐年塔臺么么八點么聯絡
1226:57	B68802	么么八點么聯絡 bravo 六八八洞兩
1227:02	B68802	塔臺 bravo 六八八洞兩
1227:07	TWR	say again please
1227:08	B68802	bravo 六八八洞兩左邊發電機失效我現在請求 approach 帶我到 final 做目視進場現在可以目視機場
1227:18	TWR	bravo 六八八洞兩豐年兩兩跑道高度表么洞么三地面風么九洞的么兩哩最大兩洞哩請保持目視加入西航線三邊呼叫
1227:34	B68802	六八八洞兩因為發電機失效左邊引擎也有問題可不可以請求兩兩向南落地恩更正可不可以請求洞四跑道落地
1227:48	TWR	bravo 六八八洞兩許可洞四跑道落地不過提醒您洞四跑道現在最大陣風到達二十三哩
1227:59	B68802	好 roger 我落地預計使用全跑道
0228:04	TWR	bravo 六八八洞兩 roger 豐年跑道長度兩四三八公尺
0228:09	B68802	roger 謝謝六八八洞兩
0229:11	TWR	bravo 六八八洞兩許可落地豐年能見度八公里雲高么千兩
0229:23	B68802	許可落地八洞兩恩么千兩 bravo 六八八洞兩
1230:02	B68802	塔臺 bravo 六八八洞兩 end of runway left turn
1230:05	TWR	bravo 六八八洞兩 roger 跑道末端左轉脫離經由 delta 滑行道 whiskey 滑行道走 charlie 滑行道通過跑道返場
1230:15	B68802	roger 走 delta whiskey charlie 通過跑道 taxi bravo 六八八洞兩謝謝
1230:21	TWR	謝謝
1233:16	B68802	豐年塔臺 bravo 六八八洞兩
1233:22	TWR	bravo 六八八洞兩請講
1233:23	B68802	bravo 六八八洞兩因為我現在左邊的發動機已經停止剩下一個右邊的發動機因此阿沒有辦法滑行我可能是不是可以請求支援
1233:37	TWR	bravo 六八八洞兩 roger 原地等待我協調拖車
1233:41	B68802	bravo 六八八洞兩謝謝
1234:08	TWR	bravo 六八八洞兩請問除了拖車以外有沒有需要其他支援項目
1234:13	B68802	沒有飛機是整個是好就是一個發動機沒辦法滑行
1234:18	TWR	bravo 六八八洞兩 roger
1234:19	B68802	謝謝

附錄二 發動機原廠萊康明服務指令

TEXTRON Lycoming

652 Oliver Street
Williamsport, PA 17701 U.S.A.
717/323-6181

SERVICE INSTRUCTION

DATE: November 24, 1967

Service Instruction No. 1047B
(Supersedes Service Instruction No. 1047A)
Engineering Aspects are
FAA (DEER) Approved

SUBJECT: Inspection and Reconditioning Procedures for Nitride Hardened Steel Cylinders

MODELS AFFECTED: All Avco Lycoming engines with nitride hardened steel cylinder barrels

TIME OF COMPLIANCE: During overhaul of the engine

Many Avco Lycoming engines are presently manufactured with cylinder assemblies that incorporate nitride hardened steel cylinder barrels. Because this cylinder barrel surface is hardened, the repair procedures are different from those for plain steel or chrome plated steel cylinders. Worn nitride hardened cylinder may be returned to Avco Lycoming to be rebuilt with new barrels.

(1) Measure diameter a and diameter b at 90° from each other, 4 inches above the bottom of the cylinder skirt.

(2) Add diameters a and b and divide the sum by 2 to obtain the average diameter.
for example: a = 5.1285
b = 5.1315

$$\frac{a + b}{2} = \frac{5.1285 + 5.1315}{2} = \frac{10.260}{2} = 5.130 \text{ in.}$$

To measure cylinder taper:
Determine average diameter at lower portion of the barrel as described above. Then determine average diameter at the top of the barrel (about 2 inches from the top). The difference between the two average diameters represent the average taper of the barrel.

$$\frac{a + b}{2} - \frac{x + y}{2} = \frac{5.131 + 5.132}{2} - \frac{5.1285 + 5.1315}{2} =$$

$$5.1315 - 5.13 = .0015 \text{ inch taper}$$

To measure cylinder out-of-round:
Subtract diameter a from diameter b; also subtract diameter x from diameter y. Add the remainders and divide by 2.

$$\frac{(a - b) + (x - y)}{2} = \frac{.003 + .001}{2} = \frac{.004}{2} = .002 \text{ in.}$$

taper

NOTE

When checking piston ring gap in nitrided barrels, make sure that the top compression piston ring, positioned at the top limit of its travel, has a gap of at least .0075 inch. See Table of Limits, Service Bulletin No. 268 for complete piston ring gap information.

NOTE

Nitrided cylinders are identified with blue paint in the fin area below the spark plug hole. See Service Instruction No. 1181 for complete color identification.

1. CYLINDER INSPECTION

a. Visual Inspection:- A visual inspection of the cylinder begins with observation of the top two inches of the cylinder barrel. It is in this area that the top compression ring may cause barrel wear at the point where the piston reverses travel at the top of the stroke; this appears as a "step" which may be measured and removed as described herein. In some cylinders, a small rough area may be found at either end of the barrel, extending less than .250 inch from the end. This condition is caused by manufacturing processes and has no effect on the quality or condition of the barrel.

b. Dimensional Inspection:- Dimensional inspection of the cylinder barrel is limited to the area within four inches from the bottom of the barrel. See figure 1. A bore gage, with three points of contact and fitted with a dial indicator is preferable to an inside micrometer for measuring the cylinder barrel. Dimensional inspection of the cylinder barrel should be accomplished in accordance with the following description which explains how an average measurement can be made, thereby avoiding extremes that can occur when only a single measurement is taken. The diagram, figure 2, illustrates the following description. To measure cylinder diameter:

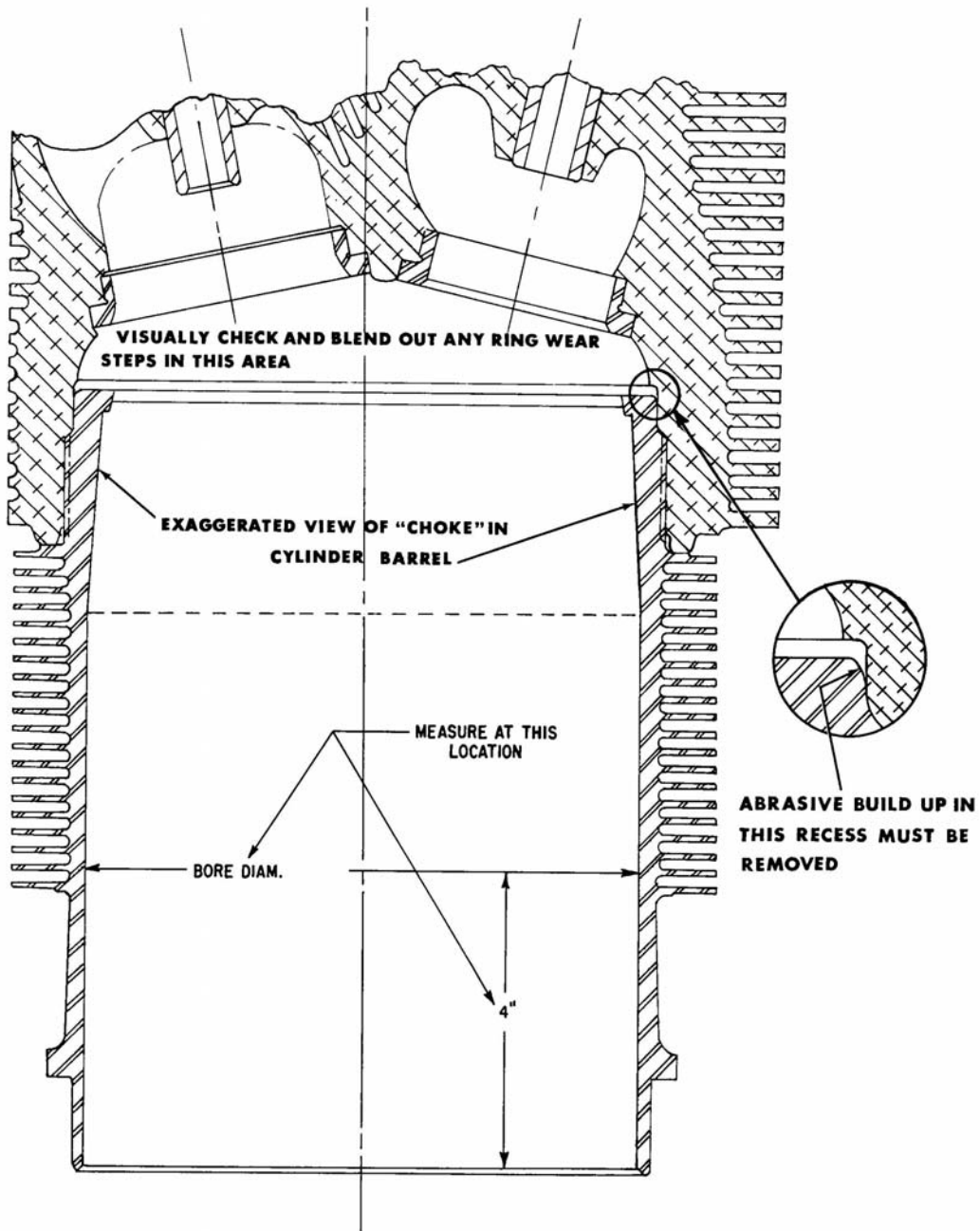


Figure 1. Section Through Cylinder Assembly Showing Locations for Checking Diameter and Removal of Wear Step
Page 2 of 4

Service Instruction No. 1047B

LIMITS FOR NITRIDED CYLINDER BARRELS

	For inspection of worn cylinders		For regrinding worn cylinders .010 o/s
	Minimum	Maximum	
4-7/8 inch diameter bore	4.8745	4.8805	4.884/4.886
5-1/8 inch diameter bore	5.1245	5.1305	5.1345/5.1370
Taper and out-of-round		.0045	.0025

2. REMOVAL OF CYLINDER BARREL GLAZE

If a nitride hardened steel cylinder barrel acquires a varnish or glaze on the wall surface, it can be removed by a self centering hone (Snap-O Tool Co. part no. CF-60C with CF-60C-1 abrasive cloth, or CF-60CS hone fitted with No. CF-61-12S medium grit stones - or equivalent.) The following is the procedure for glaze removal.

- Fasten cylinder securely in a suitable position for using the hone.
- Remove any hard carbon deposits within cylinder barrel and wipe out barrel with clean cloth.
- Dip a clean cloth, string mop or similar fabric in clean SAE 10 engine lubricating oil and swab cylinder wall surface with oil.

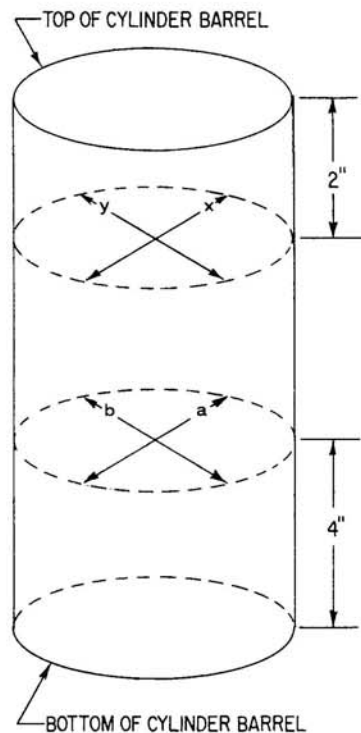


Figure 2. Diagram of Cylinder Barrel Showing Locations of Measurements

d. Install the deglazing hone in a low speed drill. Surface hone each cylinder using a minimum of 6 to 8 passes over glazed surface. Use a smooth up and down motion of the hone to achieve a good cross-hatch pattern on cylinder wall. The hones described above are self-centering and self-bottoming and will follow the choke in the top of the barrel. Use kerosene or light engine oil for lubrication while honing.

e. Clean hone and abrasive thoroughly before honing another cylinder.

f. When de-glazing procedure has been accomplished, wipe as much as possible of the abrasive build-up from cylinder walls and recesses. Pay particular attention to recess formed by top of cylinder barrel and bottom of cylinder head. Fabricate a hooked tool from soft wire and run the tool around in the recess to loosen build up of abrasive. This operation must be performed each time the cylinder is flushed. No abrasive must remain in this area. See figure 1. Proceed to clean cylinder as follows:

g. Flush cylinder thoroughly with a hydro-carbon solvent (Varsol or equivalent). Use solvent under air pressure. The use of a soft bristle brush is recommended in conjunction with flushing, to remove abrasive build-up in difficult to reach areas. Do not use a wire brush. At the conclusion of first flushing operation, wipe out cylinder with a clean white cloth, dipped in SAE 10 engine oil. Examine cloth carefully under a light for evidence of abrasive remaining in cylinder. If abrasive is found on the cloth repeat flushing operation.

h. After cleaning, oil the cylinder thoroughly with SAE 50 engine oil or rust preventive oil conforming with specification MIL-C-6529.

3. REMOVAL OF WEAR STEP

Since wear steps generally occur at a localized area at top and bottom of ring travel, a step with a depth of .0025 inch may be removed. The procedure for removal is the same as for glaze removal described in paragraph 2. If nitrided steel barrel contains a wear step exceeding .0025 inch in depth, the cylinder must be reground oversize or reconditioned by chrome plating, as described in paragraphs 4 and 5. Measurement of the wear step can be made by using the dial bore gage usually used for measuring cylinder diameter.

4. CHROME PLATING NITRIDE HARDENED CYLINDERS

When a nitrided barrel has worn beyond service limits it can be reconditioned at one of the approved

chrome plating facilities listed in Service Instruction No. 1054. Before plating to standard size, the cylinder bores are ground from .015 to .018 inch oversize.

5. REGRINDING NITRIDE HARDENED CYLINDERS

NOTE

The following procedure for regrinding nitride hardened cylinder barrels is restricted to low compression engines O-360-B, -D and O-540-B series.

Although the depth of the nitride hardened surface is determined during the manufacturing process, the hardness of the nitrided steel decreases quite rapidly beyond .005 inch from the surface. However, it is possible to remove as much as .010 inch from a nitrided barrel and still maintain a surface that is somewhat harder than an unhardened barrel. True, reground nitrided cylinder barrels are not equivalent to new cylinders; however, regrinding is comparatively inexpensive and the service life of the reground barrels has been found to be comparable to cylinders restored by plating or rebarreling. The regrinding operation may be performed as described in the Direct Drive Overhaul Manual. If possible, employ a profile grinding method that will retain the choke in the upper end of the barrel. In an engine that is being overhauled, if one or more cylinders require regrinding, all of the cylinders should be similarly reground. The dimensional limits for regrinding the cylinders are shown in the above table.

6. REASSEMBLY PRECAUTIONS

Replace the chrome plated piston rings used in nitrided cylinders with plain piston rings when going to chrome cylinders. Under no circumstances should

NOTE: Revision "B" to Service Instruction No. 1047 adds color code note; changes out-of-round and taper limit. Changes inspection procedure. Adds procedure for regrinding nitride hardened cylinder barrels.

13272 - 13179 - These numbers for Avco Lycoming reference only.

Service Instruction No. 1047B

chrome plated piston rings be assembled in chrome plated barrels. When nitrided cylinders have been reconditioned by chrome plating, the color identification on cylinder head fins between shroud tubes must be changed from blue to orange. Also, certain compression piston rings, .010 o/s for use in .010 o/s cylinder barrels have a ring gap of only .025 inch. This is insufficient gap for cylinders with choke barrel. Therefore make sure to check for minimum ring gap as indicated at reference no. 615 in Table of Limits.

7. PRESERVATION OF ENGINES WITH NITRIDED CYLINDERS

The following preservation procedures are recommended for oiling and preserving engines removed from service.

- a. Remove top spark plugs. Start with cylinder No. 1 making certain that the piston is just at the bottom of the compression stroke.
- b. Fill the cylinder with preservative oil conforming to specification MIL-L-6529. If preservative oil is not available, use aviation SAE No. 30.
- c. Rotate crankshaft until piston is at top dead center. Oil will spill out of the spark plug hole. In order to preserve the top wall of the cylinder, it will be necessary to either rock the engine, or blow dry compressed air at a very light pressure into the spark plug hole.
- d. Following the engine firing order, preserve the remainder of the cylinders in the same manner.
- e. Replace top spark plugs, or install dehydrator plugs.

附錄三 特別適航資訊通報 NE-14-13



FAA
Aviation Safety

SPECIAL AIRWORTHINESS INFORMATION BULLETIN

SAIB: NE-14-13

Date: March 24, 2014

SUBJ: Reciprocating Engine - Cylinder Mounting Studs

This is information only. Recommendations aren't mandatory.

Introduction

This Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) alerts you, owners, operators, and certificated repair facilities of **Lycoming Engines** of the possible failure of engine thru-studs, and/or cylinder mounting studs. The airworthiness concern is not an unsafe condition that would warrant airworthiness directive action under Title 14 of the Code of Federal Regulations (14 CFR) part 39.

Background

The Federal Aviation Administration received reports from an aviation authority of another country identifying cylinder mounting studs that failed on Lycoming engines due to the absence of protective cadmium plating on the studs.

One report concerned a No. 2 cylinder that had separated from the crankcase after failure of the mounting studs. This resulted in damage to the surrounding crankcase and a failed connecting rod. Of the eight studs that secured the cylinder to the crankcase prior to failure, four were lost with the released sections of the crankcase and cylinder.

Laboratory analysis determined that one of the four remaining studs had a high cycle fatigue fracture. The fracture started from a single point corresponding to a corrosion pit in a thread root. Evidence of cadmium plating remained on the coarse threaded section of the stud, but there was no evidence of the cadmium plating where the corrosion pit developed.

A report of a routine maintenance check of another aircraft, from the same operator's fleet, stated that one failed cylinder mounting stud was found. Analysis of this failed stud confirmed that it had also failed in high cycle fatigue initiating from a corrosion pit in the thread root. Cadmium plating was not found on the section of the stud inspected, although traces of cadmium plating were present on the 'hold down' nut.

The safety recommendation made by the aviation authority of the other country and considered for implementation by the FAA is:

"It is recommended that Lycoming introduce additional maintenance requirements to ensure that the cadmium plating on the cylinder mounting studs, fitted to Lycoming engines, is not permitted to degrade to a level where corrosion of the base stud material can result in failure of the stud."

When contacted by the New York Aircraft Certification Office (NYACO) Lycoming maintained that the instructions in the Lycoming Overhaul Manual are adequate. Lycoming also advised that the potential causes of stud failure include:

- Improper torque at cylinder installation
- Corrosion pitting

- Improper torque due to excessive paint on the cylinder flange (all Lycoming cylinders are painted, the problem is caused by *excessive* paint on the cylinder flange mounting surface to the crankcase and/or the hold down nut area, prior to installation)
- Fretting on the crankcase main bearing mating surfaces.

The NYACO also reviewed the National Transportation Safety Board's (NTSB) database for cylinder stud failures occurring between January 2000 and June 2013 and found 7 failures on Lycoming engines, and 2 failures on Continental engines. The Board attributed the failures to fatigue of the studs that was caused predominately by insufficient preload and/or improper installation. Corrosion pitting was not mentioned as a cause of failure by the Board.

One of the Board's reports stated that three of the cylinder studs for the No. 3 cylinder separated due to fatigue. In addition, the fatigue separation of multiple cylinder studs resulted in looseness of the cylinder, and the subsequent vibration and fatigue of a fuel injector line. There was no reported fire in this event.

Eleven U.S. engine shops were asked about their experience with cylinder studs and the Lycoming overhaul manual. They all agreed that the instructions in the Lycoming overhaul manual are adequate. Some engine shops reported seeing some stud failures, but they did not indicate that corrosion pitting was a problem.

Recommendations

1. Inspect cylinder studs and thru-studs, for corrosion pits and missing cadmium plating.
2. Follow the cylinder installation instructions in the Lycoming overhaul manual or Lycoming Service Instruction No. 1029D.
3. Use Lycoming special tools, or their equivalent, to torque the cylinder nuts.
4. When using the special wrenches to torque cylinder nuts, ensure the wrenches do not contact the cylinder or other parts of the engine. Wrench contact can result in a correct torque indicated by the torque wrench, but the actual torque applied to the nut, and the clamping force, will be lower than required.
5. When accessible, inspect the crankcase main bearing mating surfaces for fretting. Lycoming has advised that no fretting is allowed.

For Further Information Contact

Norm Perenson, Aerospace Engineer, New York Aircraft Certification Office, FAA, 1600 Stewart Avenue, Suite 410, Westbury, NY 11590; phone: (516) 228-7337; fax: (516) 794-5531; email: norman.perenson@faa.gov.

飛航事故調查報告

中華民國 104 年 4 月 16 日，大鵬航空公司 BN-2B-20 型機，國籍標誌及登記號碼 B-68802，起飛後左發動機失效返航豐年機場

編著者：飛航安全調查委員會

出版機關：飛航安全調查委員會

電話：(02) 8912-7388

地址：231 新北市新店區北新路 3 段 200 號 11 樓

網址：<http://www.asc.gov.tw>

出版年月：中華民國 105 年 5 月（初版）

GPN：4910500976

ISBN：9789860489651

*本會保留所有權利。未經本會同意或授權不得翻印。



飛航安全調查委員會

231新北市新店區北新路3段200號11樓

電話：(02)89127388

傳真：(02)89127399

網址：<http://www.asc.gov.tw>

ISBN 978-986-04-8965-1



GPN:4910500976