

行政院飛航安全委員會

航空器失事調查報告

ASC-AAR-02-07-001

中華民國 90 年 9 月 3 日

凌天航空公司

BELL-206B-3 直昇機

國籍登記號碼 B-31135

於台中市進行礙掃作業中墜毀失事



行政院飛航安全委員會

台北市 105 復興北路 99 號 16 樓

中華民國民用航空法第八十四條第三項規定：

行政院飛航安全會對航空器失事及重大意外事件從事之認定、調查及鑑定原因，旨在避免失事之再發生，不以處分或追究責任為目的。

國際民航公約第十三號附約第三章第 3.1 節規定：

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

因此，依據中華民國民用航空法及國際民航公約第十三號附約，本調查報告專供改善飛航安全之用。

航空器失事調查報告

ASC-AAR-02-07-001

中華民國 90 年 9 月 3 日

凌天航空公司

BELL-206B-3 直昇機

國籍登記號碼 B-31135

於台中市進行礙掃作業中墜毀失事

行政院飛航安全委員會

AVIATION SAFETY COUNCIL

摘要報告

凌天航空公司（以下簡稱凌天），機型Bell-206B-3直昇機，登記號碼B-31135，於民國90年9月3日上午0711時，由台中水湳機場起飛，執行台灣電力公司（以下簡稱台電）委託礙掃作業（Insulator Washing）。出發時，該機由駕駛員甲擔任操控駕駛員，於0720時在台中市和福路與軍福路旁之臨時作業地點落地，駕駛員乙下機待命，機務員登機擔任水槍操作員。

於 0732 時，該機自臨時作業地點起飛執行礙掃作業。約 0800 時，完成第一次作業後返回作業地點。約 0804 時起飛至 0821 時落地，完成第二次作業。約 0823 時起飛至 0840 時落地，完成第三次作業。落地後燃油尚餘 21 加侖，由凌天加油車補充至 35 加侖，此時駕駛員甲下機，改由駕駛員乙擔任操控駕駛員。約 0845 時，該機第四次由作業地點起飛前往第 11 號電塔，途中勾撞台電電纜墜落失事。

約 0849 時，台中市警察局勤務指揮中心接獲報案電話稱：「於台中市軍功路一段 98 巷內竹林發生直昇機墜機事件」。行政院飛航安全委員會（以下簡稱飛安會）接獲通報後趕抵現場進行蒐證，發現失事飛機全毀，座艙內兩名乘員經救難人員救出送醫，因傷重不治。

飛安會依據民用航空法、航空器失事及重大意外事件調查處理規

則及飛航事故調查標準作業程序經程序進行調查作業，飛安會、民航局、凌天公司、Bell 廠商代表、亞航公司共同蒐集事實資料。於民國 90 年 12 月 20 日召開事實資料確認會議。本調查報告於民國 91 年 4 月 21 日飛安會第 44 次委員會議審議完竣後於網站公布。

有關本次事故之結論及飛安改善建議，分述如下：

壹、結論：

一、與可能肇因有關之調查結果：

【此類調查結果係屬已經事實證明顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素。其中包括：不安全作為、不安全狀況或造成本次事故之安全缺失等。】

1. 該機於臨時作業區，第四次飛航中發動機聲音異常疑似熄火，越過民宅後左轉下降，撞及電纜後解體墜毀。
2. 大量水液侵入該機燃油系統末端，蒐得液體經化驗證明含水量達 96~98 %。
3. 另以 250C-30 型發動機（該肇事飛機之發動機為 250C-20 型）實機測試結果，燃油含水達 30~50 % 時即會導致發動機熄火。
4. 該型發動機操作及修護手冊有提示「燃油遭到水或其他污染將導致熄火或動力喪失」。
5. 化驗證明油車油槽底部之燃油含水高達 99.9 %，判斷當日油車未有效執行洩水作業。

6. 該機發動機於啟動後 99 分鐘內運轉正常，於第一次加油 4 分鐘後失事墜毀。
7. 「發動機熄火警示燈」之燈絲捲曲現象，顯示失事當時該機發動機可能失去動力。
8. 該機於迫降時，可能因動力消失且無足夠安全高度，致尾桁勾撞電纜後解體墜毀。

二、與風險有關之調查結果：

【此類調查結果係屬降低飛航安全之潛在風險因素。其中部份調查結果顯示屬於不安全作為、不安全狀況及有可能導致事故之安全缺失，但卻無法證實與本次事故有直接關連者；另有部份調查結果則屬與事故無關之風險，但有危及飛航安全之虞，而有改善之必要者。】

1. 凌天之航務與機務人員曾接受該型機油箱洩水作業訓練，但訓練未包含燃油含水鑑定方法。
2. 航務與機務人員之油箱洩水作業係依賴個人判斷執行，未對燃油是否仍殘存水分進行確認。
3. 飛行檢查手冊及飛行前檢查表僅列洩水項目，缺乏燃油含水之鑑定方法。
4. 民航主管機關與凌天未設置油車儲油槽規格及使用之審核標準與操作說明。缺乏燃油使用及裝備保養紀錄，使操作人員無所依循。

5. 該機洩水閥裝置不在油箱底部，積水無法完全排除，而且與其機型認證需求條件不符。
6. 後座人員未繫安全帶，致因慣性而發生擠壓造成嚴重傷害。

三、其它調查結果：

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

1. 駕駛員乙持有商用駕駛員合格有效之各類證照。
2. 該機適航證書有效，載重平衡在限制內，無異常維護紀錄。
3. 失事當時，組員操作符合機型證書及飛行手冊中「飛行組員最少可由一位駕駛員組成，該員應在右駕駛座操作直昇機」規定。
4. 該次礙掃作業符合飛行前準備及凌天「航空礙掃標準作業程序」、「206B-3 直昇機清洗礙子標準操作程序」等規定。
5. 該機除因勾撞電纜墜地造成結構損壞外，無異常情況。
6. 該機與電纜勾撞時，機身縱軸可能為 354° 磁航向，橫軸為左坡 67.5° 。該機撞擊地面時，墜落航跡可能為 153° 磁航向，機身縱軸與地面維持約 45° 夾角，飛行軌跡與地面夾角約為 40° 。
7. 「主旋翼低轉速警示燈」燈絲未發生捲曲現象，主旋翼撞擊

地面折斷並造成地面坑洞，顯示當時主旋翼可能仍具相當高轉速。

8. 「燃油泵低壓警示燈」之燈絲捲曲現象，顯示該機撞擊電纜墜落時，可能係因機身姿態變化造成燃油聚集油箱前端或角落，使增壓泵吸不到燃油所致。

貳、飛安改善建議：

一、失事調查期中飛安通告

通報日期：中華民國九十年九月二十七日星期四

事故情形：民國九十年九月三日，某航空公司 BELL 206B-3 型直昇機於前往作業地點途中墜毀失事。

通報事項：

- (一) 飛航駕駛員及機務員對飛機燃油箱內水分洩放及燃油含水確認方式須有標準作業程序並確實執行。
- (二) 使用地面加油裝備將燃油加入飛機油箱前，須有水分洩放及燃油含水確認之標準作業程序並確實執行。

二、改善建議

- (一) 致凌天航空公司

1. 制定「油車儲油槽洩水」及「燃油含水鑑定」標準作業程序。

(ASR-02-07-001)

2. 落實駕駛員、機務員對「燃油含水鑑定」之訓練。

(ASR-02-07-002)

3. 增訂飛機、油車「燃油含水鑑定」工單項目及步驟。

(ASR-02-07-003)

4. 確實要求乘員繫縛安全帶。(ASR-02-07-004)

(二) 致民用航空局

1. 加強民航業者地面裝備管理及使用之審核與督導。

(ASR-02-07-005)

2. 加強督導駕駛員、機務員執行「燃油含水鑑定」作業。

(ASR-02-07-006)

3. 加強督導乘員安全。(ASR-02-07-007)

(三) 致 BELL 直昇機製造廠

1. 重新評估該型機燃油箱洩水閥之設計。(ASR-02-07-008)

參、凌天航空公司已完成之飛安改善措施

凌天航空公司對 B31135 失事事件，目前已完成之飛安改善措施

如下：

1. 重新設計製作油車儲油槽兩具，有效提升油箱洩水檢查功能。
2. 完成制定直昇機特種作業飛機與油箱洩水檢查及測試程序。
3. 重新修訂直昇機礙掃標準作業程序並呈報民航局核備。
4. 聘請紐西蘭飛行教師實施礙掃作業學、術科訓練提升作業水準。

此頁空白

目 錄

摘要報告	i
目 錄	ix
表目錄	xiii
圖目錄	xv
英文縮寫對照表	xix
1. 事實資料	1
1.1 飛航經過	1
1.1.1 飛行前準備	1
1.1.2 礙掃作業經過	2
1.1.3 礙掃作業紀錄	4
1.2 人員傷害	4
1.3 航機損壞情形	5
1.4 其他損害情況	5
1.5 飛航組員資料	6
1.5.1 基本資料	6
1.5.2 其他資料	7
1.5.3 七十二小時作息	7
1.6 航空器資料	7
1.6.1 基本資料	7
1.6.2 單座駕駛給證	8
1.6.2.1 機型證書	8
1.6.2.2 飛行手冊	9
1.6.3 適航及維修紀錄	9
1.6.4 載重與平衡	9
1.7 天氣資料	10
1.8 助、導航設施	10
1.9 通信	11
1.10 場站資料	11
1.11 飛航紀錄器	11
1.12 航空器殘骸與撞擊資料	12
1.12.1 航機損害情形	12
1.12.1.1 結構損害情形	12
1.12.1.2 系統損壞情形	18

1.12.1.2.1	駕駛艙儀表.....	18
1.12.1.2.2	發動機.....	20
1.12.1.2.3	傳動系統.....	22
1.12.1.2.4	液壓系統.....	24
1.12.1.2.5	飛操系統.....	25
1.12.1.2.6	燃油系統.....	27
1.12.1.3	座艙損害情形.....	30
1.12.2	失事現場及殘骸分布情形.....	31
1.13	醫學與病理.....	38
1.14	火災.....	38
1.15	生還因素.....	39
1.15.1	事故通報及台中消防隊救援情形.....	39
1.15.2	乘員罹難情形.....	40
1.15.3	安全帶繫縛情形.....	40
1.16	測試與研究.....	40
1.16.1	測試台檢測.....	41
1.16.1.1	燃油噴嘴.....	41
1.16.1.2	燃油控制器.....	41
1.16.1.3	調速器測試.....	42
1.16.1.4	點火系統.....	43
1.16.1.5	發電機測試.....	44
1.16.1.6	燃油增壓泵測試.....	45
1.16.1.7	燃油箱洩水閥.....	46
1.16.2	警示燈放大檢查.....	46
1.16.3	燃油化學檢驗.....	48
1.16.3.1	發動機熄火與燃油含水之關係.....	52
1.16.4	Bell-206B 燃油箱洩水測試.....	53
1.17	組織與管理.....	54
1.17.1	中油燃油儲油槽.....	54
1.17.2	凌天燃油儲油車.....	54
1.17.3	飛機檢查作業.....	56
1.17.4	礙掃作業與訓練.....	57
1.18	其它資料.....	59
1.18.1	發動機操作及修護手冊.....	59
1.18.2	飛機油箱設計.....	59
1.18.3	飛機油箱現場測量.....	61
1.18.4	訪談資料摘錄.....	64
2.	分析	69

2.1	飛行操作.....	69
2.1.1	「凝掃作業」飛行前準備.....	69
2.1.2	飛行路徑.....	69
2.1.3	飛行操作.....	73
2.2	殘骸分佈與現場地形.....	73
2.2.1	飛機勾撞電纜時橫軸可能姿態.....	73
2.2.1	飛機勾撞電纜後可能墜落軌跡.....	75
2.2.2	撞地時機身縱軸可能姿態.....	77
2.2.3	撞地時主旋翼轉速.....	78
2.3	燃油化驗.....	78
2.4	飛機系統.....	78
2.4.1	燃油系統.....	79
2.4.2	警示燈.....	79
2.5	飛機油箱.....	82
2.5.1	油箱設計.....	82
2.6	地面作業.....	85
2.6.1	飛機油箱洩水作業.....	85
2.6.2	油車油槽洩水作業.....	86
2.7	監理機制.....	87
2.7.1	裝備設施.....	87
2.7.2	工單.....	87
2.8	生還因素.....	88
3.	結論	89
3.1	與可能肇因有關之調查結果.....	89
3.2	與風險有關之調查結果：.....	90
3.3	其他調查結果：.....	90
4.	飛安改善建議	93
4.1	失事調查期中飛安通告.....	93
4.2	失事調查終結改善建議.....	93
4.3	凌天航空公司已完成之飛安改善措施.....	94
	附錄 1-飛航計畫書	97
	附錄 2-台中機場管制台錄音抄件	99
	附錄 3-台中進場台管制錄音抄件	101
	附錄 4-燃油噴嘴測試報告	103
	附錄 5-燃油控制器測試報告	105
	附錄 6-調速器測試報告	111
	附錄 7-點火系統測試報告	113
	附錄 8-發電機測試報告	115

附錄 9-燃油增壓泵測試報告	121
附錄 10-油箱洩水閥測試報告	123
附錄 11-油車燃油化驗報告	125
附錄 12-航機燃油化驗報告	127
附錄 13- Bell-206B 型機燃油箱測試報告	135
附錄 14- Bell-206B 型機燃油箱認證文件	137
附錄 16-飛行檢查手冊	155
附錄 17-飛行前檢查工作單	157
附錄 18-礙掃作業申請及核准文件	159
附錄 19-發動機操作及維修手冊	163
附錄 20-Bell 公司 206 型機認證文件	165

表目錄

表 1.1.3-1 礙掃作業錄影資料.....	4
表 1.12.2-1 電線桿資料	33
表 1.12.2-2 台電高壓電塔資料	33
表 1.12.2-3BB21 電線桿與編號 AB65 間斷裂電纜長度	33

此頁空白

圖目錄

圖 1.1.3-1 該機於臨時作業區測試水槍裝置情形	3
圖 1.3-1 飛機損壞情形	5
圖 1.4 台電高低壓輸電電纜遭撞斷情形	6
圖 1.12.1.1-1 機身地板結構向上擠壓	13
圖 1.12.1.1-2 座艙內部結構壓擠變型樑框斷裂	13
圖 1.12.1.1-3 失事飛機機身全毀發動機艙罩完整	14
圖 1.12.1.1-4 一片主旋翼斷裂彎折	14
圖 1.12.1.1-5 一片主旋翼完整並與電線糾纏	15
圖 1.12.1.1-6 礙掃水箱前部碎裂斷落。	15
圖 1.12.1.1-7 兩片尾旋翼皆斷落，一片前緣金屬表面有黑色電擊痕跡	16
圖 1.12.1.1-8 下垂直尾翼根部斷裂	16
圖 1.12.1.1-9 尾桁斷成數截與機身脫離	17
圖 1.12.1.1-10 其中一截尾桁左側下方有電纜鋼絲摩擦痕跡	17
圖 1.12.1.2.1-1 各儀表刻度指示情形	19
圖 1.12.1.2.2-2 發現排氣口有些許消防泡沫水積存	20
圖 1.12.1.2.2-3 以手撥發動機轉軸，未發現異常雜音及震動	21
圖 1.12.1.2.2-4 定子及葉片等未發現龜裂變形或異物存留等異常現象	21
圖 1.12.1.2.2-5 (左) 圖 1.12.1.2.2-6 (右) 各級定子噴嘴與轉子葉片，未發現異常現象	22
圖 1.12.1.2.2-7 噴油嘴周圍 (左) 及圖 1.12.1.2.2-8 燃燒室內側 (右) 有紅褐色班痕	22
圖 1.12.1.2.3-1 主旋翼傳動箱撓性連接軸斷裂	23
圖 1.12.1.2.3-2 主軸外觀完整	23
圖 1.12.1.2.3-3 齒輪箱完整	23
圖 1.12.1.2.3-4 主承桿完整	23
圖 1.12.1.2.3-5 傳動箱傳動軸多處斷裂	23
圖 1.12.1.2.3-6 斷裂面扭曲變形	23
圖 1.12.1.2.3-7 傳動軸彎曲	24
圖 1.12.1.2.3-8 齒輪箱功能正常	24
圖 1.12.1.2.4-1 窺視口內浮球位於上方	24
圖 1.12.1.2.4-2 (左)；圖 1.12.1.2.4-3 (右) 液壓泵、管路、關斷瓣外觀完整	25
圖 1.12.1.2.5-1 油門柄置於加油位置，桿柄彎曲變形	25
圖 1.12.1.2.5-2 油門指示牌位於最大刻度位置	25
圖 1.12.1.2.5-3 操縱桿至各伺服器連桿斷折	26
圖 1.12.1.2.5-4 各伺服器外觀完整	26

圖 1.12.1.2.5-5 變矩伺服器至旋翼頭連桿斷折	26
圖 1.12.1.2.5-6 滑板伺服器至主旋翼變向盤連桿斷折	27
圖 1.12.1.2.6-1 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體	27
圖 1.12.1.2.6-2 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體	28
圖 1.12.1.2.6-3 輪齒上有新生銹斑	28
圖 1.12.1.2.6-4 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體（右）	28
圖 1.12.1.2.6-5 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體	29
圖 1.12.1.2.6-6 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體	29
圖 1.12.1.2.6-7 油箱底部	30
圖 1.12.1.2.6-8 油箱上方無破損	30
圖 1.12.1.2.6-9 拆下燃油箱之燃油增壓泵	30
圖 1.12.1.2.6-10 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體	30
圖 1.12.1.3-1 駕駛座椅背及後方隔框前傾斷折	31
圖 1.12.2-1 失事現場殘骸與四周電線桿、房舍位置圖	34
圖 1.12.2-2 臨時起降場、失事現場與台電高壓鐵塔位置圖	34
圖 1.12.2-3 自 BA69 電線桿旁失事現場-1	35
圖 1.12.2-4 自 BA69 電線桿旁失事現場-2	35
圖 1.12.2-5 自 BA69 電線桿旁失事現場-3	36
圖 1.12.2-6 自 BA69 電線桿旁台電 10 號高壓電塔	36
圖 1.12.2-7 自 BA69 電線桿旁台電 11、12 號高壓電塔	37
圖 1.12.2-8 電線桿 BB21、AB65 與 BB46 之電纜接線位置圖	37
圖 1.12.2-9 主旋翼觸及地面所造成之坑洞（圈內所示）	38
圖 1.14-1 失事現場	39
圖 1.16.1.1-1 燃油噴嘴測試情形	41
圖 1.16.1.2-1 燃油控制器測試情形	42
圖 1.16.1.3-1 調速器測試情形	43
圖 1.16.1.4-1 點火系統測試情形	43
圖 1.16.1.5-1 發電機測試情形	45
圖 1.16.1.6-1（左）；圖 1.16.1.6-2（右）燃油增壓泵測試情形	45
圖 1.16.1.7-1（左）；圖 1.16.1.7-2（右）油箱洩水閥測試情形	46
圖 1.16.2-1 警示燈燈泡	47
圖 1.16.2-2 發動機熄火警示燈燈芯有捲曲現象	47
圖 1.16.2-3 燃油泵低壓警示燈燈芯有捲曲現象	48
圖 1.16.2-4 主旋翼低轉速警示燈燈芯無捲曲現象	48
圖 1.16.3-1 飛機燃油系統	51
圖 1.16.3-2 發動機燃油系統	52
圖 1.16.3.1-1 發動機熄火和燃油含水比例圖（CALCULATION OF EFFECT OF WATER CONTENT IN FUEL ON FLAME TEMPERATURE AND	

FLAME-OUT)	53
圖 1.17.2-1 油水車	55
圖 1.17.2-2 直徑 1 吋之給油管及 1/2 吋之洩水管	55
圖 1.17.2-3 兩根管並列裝置於油槽底部同高位置	56
圖 1.17.2-4 給油管於油槽內部無立管設計	56
圖 1.18.1.1-1 BELL 飛機製造廠提供之飛機油箱內部圖	60
圖 1.18.1.2-1 該同型機停置情形	61
圖 1.18.1.2-2 水平儀置於飛機滑撬上	61
圖 1.18.1.2-3 水平儀指示 0°	61
圖 1.18.1.2-4 測量前增壓泵水平	62
圖 1.18.1.2-5 水平儀指示 0°	62
圖 1.18.1.2-6 測量洩水閥水平	62
圖 1.18.1.2-7 水平儀指示 2.2°	62
圖 1.18.1.2-8 測量後增壓泵水平	63
圖 1.18.1.2-9 水平儀指示 5.2°	63
圖 2.1.2-1 飛行航路推測圖	72
圖 2.2.1-1 飛機勾撞電纜時橫軸可能姿態	75
圖 2.2.2-1 飛機勾撞電纜後可能墜落軌跡	76
圖 2.2.3-1 飛機撞地時縱軸可能姿態	77
圖 2.5-1 油箱外型	82
圖 2.5-2 油箱底部變形示意圖	83
圖 2.5-3 油箱底部扇形部分示意圖	83

此頁空白

英文縮寫對照表

CAA	Civil Aeronautics Administration	交通部民用航空局
CVR	Cockpit Voice Recorder	座艙語音記錄器
FAA	Federal Aviation Administration	美國聯邦航空總署
FDR	Flight Data Recorder	飛航資料記錄器
ICAO	International Civil Aviation Organization	國際民航組織

此頁空白

1. 事實資料

1.1 飛航經過

1.1.1 飛行前準備

民國 90 年 8 月 31 日 1400 時凌天機務人員先至停機坪整備及測試礙掃裝備。約 1600 時駕駛員甲與駕駛員乙抵達停機坪，對飛機、水槍、馬達、電器、V8 錄影機、錄影帶、黑板等裝備進行檢查與測試，並向機務人員查詢裝備狀況、檢查及測試情形，兩輛油水車至台中航油站共計補油 1,903 公升（502.7 加侖），燃油、淡水整備完成。

駕駛員乙實施任務提示，內容包括：任務分配、油量計畫、水箱、車輛狀況、行車路線、地面作業區位置、礙掃作業區位置及隊伍出發前集合時間等，約定於 9 月 3 日 0630 時該組人員、車輛於台中機場側門處集合，約 1730 時解散。

9 月 3 日 0630 時在台中航空站側門集合完畢，0640 時完成任務提示，空中及地面分組離開。駕駛員甲、駕駛員乙及修護科科長三員完成 B31135 直昇機飛行前檢查作業，飛機油箱尚有燃油 40 加侖（於 8 月 31 日中油添加至 70 加侖，並於當日執行任務時消耗 30 加侖），由台中機場飛往地面作業區；另五人分乘三輛車，各為業務主任、水

槍操作員及加油員等三員搭乘行政車輛，地面管制員及加水員各駕一輛油水車，由地面前往地面作業區。

約 0547 時，簽派員抵公司準備飛航計畫書（詳附錄 1），0600 時至 0615 時辦理離到場申請，約 0626 時返抵辦公室將離到場申請及飛航計畫書傳送台北諮詢台，填製艙單及載重平衡表並取得天氣資料及飛航公告，約 0655 時，赴台中航空站航務組辦理放行事項後，將相關資料送至停機坪交予駕駛員乙。

1.1.2 礙掃作業經過

凌天直昇機機型Bell-206B-3，國籍標誌與登記號碼B-31135，於民國90年9月3日上午0711時由台中機場起飛至作業地點，執行台電委託之礙掃作業¹ (Insulator Washing)。出發時該機駕駛員甲位於正駕駛座（前排右座）擔任操控駕駛員，駕駛員乙位於副駕駛座（前排左座）擔任非操控駕駛員，於0720時在台中市作業地點落地，此時駕駛員乙離機於地面待命，駕駛員甲繼續擔任操控駕駛員執行礙掃任務，機務員登機擔任水槍操作員，執行水槍安裝測試（詳圖1.1.3-1）及礙掃水箱加水作業，乘坐於後排右座。

於 0732 時，該機自作業地點起飛至台電輸電線路中華分歧 1 號

電纜鐵塔開始執行礙掃作業，約 0800 時回作業地點完成第一趟往返，燃油尚餘約 35 加侖，未加添燃油僅補充礙掃作業用水。約 0804 時起飛至 0821 時落地，完成第二趟往返，落地後亦未加添燃油僅補充礙掃用水。約 0823 時起飛至 0840 時落地，完成第三趟往返作業，落地後添加礙掃用水，燃油尚餘 21 加侖亦補充至 35 加侖，此時駕駛員甲離機休息待命，改由駕駛員乙擔任操控駕駛員，乘坐正駕駛座，機務員仍擔任水槍操作員，於約 0845 時，由作業地點起飛前往第 11 號電塔作業，途中墜落失事。於約 0849 時，台中市警察局勤務指揮中心接獲報案電話稱：於台中市軍功路一段 98 巷內竹林發生直昇機墜機事件。



圖 1.1.3-1 該機於臨時作業區測試水槍裝置情形

¹ 高壓電塔上固定電纜之磁製絕緣物稱為礙子，以水柱清洗礙子之積塵稱為礙掃作業。

1.1.3 礙掃作業紀錄

礙掃作業進行時水槍操作員須在航機上將各個電塔礙子清洗前後情形及航機起降以錄影帶記錄（詳表 1.1.3-1）。

依據當日礙掃作業錄影資料整理詳列如下表：

表 1.1.3 -1 礙掃作業錄影資料

項次	電塔編號	電塔清洗開始時間 ²	電塔清洗停止時間 ²
1	#2	0744 : 56	0749 : 28
2	#3	0750 : 25	0753 : 23
3	#4	0754 : 20	0757 : 25
4	#5	0800 : 17	0800 : 26
5	打板（camara），航機第一次加水。		
6	#5	0804 : 57	0809 : 08
7	#6	0810 : 18	0811 : 13
8	#7	0811 : 55	0814 : 38
9	#8	0815 : 25	0818 : 14
10	#8	0821 : 13	0821 : 21
11	打板（camara），航機第二次加水。		
12	#8	0824 : 48	0827 : 34
13	#9	0828 : 16	0833 : 08
14	#10	0833 : 35	0835 : 03
15	#11	0835 : 36	0838 : 27
16	#11	0840 : 39	0840 : 46
17	打板（camara），航機第三次加水，此時駕駛員換人。		

1.2 人員傷害

傷亡情形	駕駛員	水槍操作員	其他	總計
死亡	1	1	0	2
重傷/輕傷	0	0	0	0
總計	1	1	0	2

² 為當時作業人員登錄之時間，與本報告內所提之時間未經同步對時之修正。

1.3 航機損壞情形

飛機全毀（詳圖 1.3-1）。



圖 1.3-1 飛機損壞情形

1.4 其他損害情況

失事現場台電高低壓輸電電纜遭受該機撞斷，現場附近住家斷電，經台電人員搶修後恢復正常供電。



圖 1.4 台電高低壓輸電電纜遭撞斷情形

1.5 飛航組員資料

1.5.1 基本資料

駕駛員基本資料表	
人 員	駕駛員乙
性 別	男
年 齡 (歲)	49
進入凌天航空公司日期	86 年 5 月 20 日
證 照 種 類	商用駕駛員執業證書
檢定證/到期日	206B-3 商用駕駛員檢定證 91 年 4 月 15 日
體檢種類/到期日	乙類駕駛員體檢及格證 90 年 12 月 31 日
總飛行時數	2,700 小時 45 分
90 日內飛行時數	19 小時 10 分
30 日內飛行時數	3 小時 05 分
該機型總飛行時數	301 小時 15 分

1.5.2 其他資料

1. 持有商用駕駛員合格有效之各類證照。
2. 民國 65 年軍校畢業，民國 86 年 4 月退役，當時飛行時數〈直昇機〉為 2,003 小時。
3. 在該公司 UH-12E 型機之飛行時數為 385:15 小時；擔任該型機教師駕駛員。
4. 於民國 90 年 3 月完成年度複訓。

1.5.3 七十二小時作息

失事前 72 小時作息情形如下：

1. 民國 90 年 8 月 31 日在公司上班。
2. 民國 90 年 9 月 1 日例假日休息。
3. 民國 90 年 9 月 2 日例假日休息。

1.6 航空器資料

1.6.1 基本資料

航空器基本資料表	
國 籍	中華民國
國籍標誌及登記號碼	B-31135
所 有 人	李正鈞
使 用 人	凌天航空股份公司
登記證書編號	84-596
登記證書發證日期	民國 84 年 8 月 9 日
適航證書編號	90-07-101
適航證書有效期限	民國 90 年 8 月 1 日至民國 91 年 7 月 31 日止
飛機總使用時間	8,637 小時 36 分

飛機總落地次數	9,512 次
上次週檢種類	90 曆日及 100 小時定期檢查
上次週檢完成日期	民國 90 年 8 月 14 日
上次週檢後使用時間	4 小時 25 分
上次週檢後落地次數	7 次
機身基本資料表	
製 造 廠	BELL
型 號	206B-3
序 號	3644
製造日期	民國 71 年 5 月 29 日
最大起飛重量	3,200 LB
發動機基本資料表	
製 造 廠	ALLISON
型 別	250-C-20J
序 號	CAE-270081
最大轉速	3,200 RPM
最小轉速	1,750 RPM
最大馬力	420 SHP/3,200 RPM
使用總時間	8,637 小時 36 分
上次週檢種類	100/300/500 小時檢查
上次週檢完成日期	民國 90 年 8 月 14 日
上次週檢後使用時間	4 小時 25 分

1.6.2 單座駕駛給證

1.6.2.1 機型證書

機型證書（Type Certificates – TC H2SW – 10/2/92 2448898）記

載：最少組員一位，於機身力臂 +65.0 位置（Minimum crew 1 at +65.0）。

1.6.2.2 飛行手冊

飛行手冊第一章第 1-3 頁（Flight Manual BHT-206B3-FM-1 Page 1-3）記載如下：

飛行組員最少可由一位駕駛員組成，該員應在右駕駛座操作直昇機（The Minimum flight crew consists of one pilot who shall operate the helicopter from the right crew seat.）。

1.6.3 適航及維修紀錄

檢查最近一次重大定期保養工作民國 90 年 8 月 14 日完成之 90 曆日及 100 小時定期檢查工作紀錄，無異常登錄。檢視該機最近六個月內無異常維修紀錄。

1.6.4 載重與平衡

事故當次起飛時之載重與平衡資料：

飛機零油重量	1,820 磅
乘員重量（2 人）	340 磅
燃油重量（35 加侖）	233.4 磅

水重量（150 公升）	330 磅
礮掃裝備重量	274 磅
飛機總重	2,997.4 磅
最大重量限制	3,200 磅
重心（縱向）	108 站
重心限制範圍（縱向）	106 站至 114 站
重心（橫向）	中線向左 1 吋
重心限制範圍（橫向）	中線向左 3 吋至向右 4 吋

該機載重平衡皆在限制範圍內。

1.7 天氣資料

當日台中機場天氣資料：

時間 0700 時風向 300°，風速 2 浬/時，能見度 5000 公尺，天氣現象—靄，裂雲 3200 呎，裂雲 5000 呎，溫度 26°C，露點 24°C，高度表撥定值 1006 百帕。

時間 0900 時風向 010°，風速 6 浬/時，能見度 8000 公尺，裂雲 3200 呎，裂雲 6000 呎，溫度 27°C，露點 24°C，高度表撥定值 1007 百帕。

1.8 助、導航設施

與本案無關。

1.9 通信

該機與台中機場管制台通聯紀錄正常。（詳附錄 2）

該機與台中近場台管制錄音抄件正常。（詳附錄 3）

1.10 場站資料

與本案無關。

1.11 飛航紀錄器

該機未裝置飛航資料記錄器(FDR) 及座艙通話記錄器(CVR)，根據航空器飛航作業管理規則附錄七有關飛航資料記錄器之規定：

飛航資料記錄器(FDR)：第五項、於 1989 年 1 月 1 日或以後首次適航之直昇機其最大總重大於 7,000 公斤者，應裝置 IV 型之飛航資料記錄器。

座艙通話紀錄器(CVR)：第四項、最大起飛總重大於 2,700 公斤或乘員座位在六人以上之直昇機，應裝置座艙通話記錄器。未裝置飛航資料記錄器者，其座艙通話記錄器應至少能記錄其主旋翼轉速。

本案直昇機之總起飛重量為 3,200 磅（約 1,453 公斤），其總起飛重量未達需裝置飛航資料記錄器(FDR) 及座艙通話記錄器(CVR) 之要求。

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

1.12.1 航機損害情形

1.12.1.1 結構損害情形

1. 該機後段機身完整；前段機身全毀滑橇斷落，駕駛艙風擋玻璃破裂散落鄰近地面，前段機身座艙（駕駛艙尤甚）地板結構由下往上斷折變形，機身上方結構有些許向下翻折變形（詳圖 1.12.1.1-1），座艙內部結構變型樑柱斷裂（詳圖 1.12.1.1-2），發動機艙罩完整（詳圖 1.12.1.1-3），殘骸運送時天氣開始下雨。
2. 主旋翼兩片，一片斷裂彎折（詳圖 1.12.1.1-4），一片完整並與電線糾纏（詳圖 1.12.1.1-5），礙掃水箱前端碎裂斷落（詳圖 1.12.1.1-6）。
3. 尾旋翼兩片皆斷落，一片前緣金屬表面有兩處黑色電擊痕跡（詳圖 1.12.1.1-7）。
4. 下垂直尾翼根部斷裂（詳圖 1.12.1.1-8），尾桁斷成數截與機身脫離（詳圖 1.12.1.1-9），其中一截尾桁左側下方有電纜鋼絲摩擦痕跡（詳圖 1.12.1.1-10）。



圖 1.12.1.1-1 機身地板結構向上擠壓



圖 1.12.1.1-2 座艙內部結構壓擠變型樑框斷裂



圖 1.12.1-3 失事飛機機身全毀發動機艙罩完整



圖 1.12.1.1-4 一片主旋翼斷裂彎折



圖 1.12.1.1-5 一片主旋翼完整並與電線糾纏



圖 1.12.1.1-6 礙掃水箱前部碎裂斷落。



圖 1.12.1.1-7 兩片尾旋翼皆斷落，一片前緣金屬表面有黑色電擊痕跡



圖 1.12.1-8 下垂直尾翼根部斷裂



圖 1.12.1.1-9 尾桁斷成數截與機身脫離



圖 1.12.1.1-10 其中一截尾桁左側下方有電纜鋼絲摩擦痕跡

1.12.1.2 系統損壞情形

1.12.1.2.1 駕駛艙儀表

駕駛艙儀表板斷裂移位，部份電線仍連接著儀表，各儀表刻度指示如下（詳圖 1.12.1.2.1-1）：

1. 發動機滑油壓力/溫度表（Engine Oil pressure / Temperature）兩者均指示為 0。
2. 變速箱滑油壓力/溫度表（Transmission Oil Pressure / Temperature）兩者均指示為 0。
3. 燃油存量指示表（Fuel Quantity Indicator）指示為 0。
4. DC 負載/燃油壓力表（DC Load /Fuel Pressure）兩者均指示為 0。
5. 發動機扭力表（Torque Meter）指示為 0%。
6. 渦輪出口溫度（Turbine Out）指示小於 100℃。
7. 氣體產生器（Gas Producer）N1 轉速指示為 0%
8. 時鐘（Clock）指示為 2 點 25 分。
9. 空速表（Airspeed Indicator）指示約 5 Knots。
10. 動力渦輪（Power Turbine）N2 轉速/旋翼轉速（Rotor RPM）兩者均指示為 0%。
11. 無線電磁方位指示器（Radio Magnetic Indicator）為 135 度。

12. 姿態儀（Attitude Indicator）鬆脫掉落至儀表板內，指針指示隨著移動而變化。
13. 水平姿態儀（Horizontal Attitude Indicator）對正中間。
14. 高度表（Altimeter）指示為 36 呎。
15. 升降速率表（Vertical Speed Indicator）指示為 0。
16. 轉彎傾斜儀（Turn and Bank Indicator）白球向右傾。
17. 燃油瓣（Fuel Valve）位置於 ”開啟”（ON）。



圖 1.12.1.2.1-1 各儀表刻度指示情形

1.12.1.2.2 發動機

於 90 年 9 月 14 日於台中航空站棚廠將發動機由機體殘骸中拆下，以發動機儲存箱裝箱，專車運送至台南亞洲航空公司，該公司有 ROLLS-ROYCE 公司之維修授權認證，亦是 BELL 公司建議本案在台灣區之測試工廠。

1. 發動機外觀檢視

檢視發動機外形未發現任何凹陷、斷裂、變形、移位等損害（詳圖 1.12.1.2.2-1）；發現排氣口有些許消防泡沫水積存（詳圖 1.12.1.2.2-2）。



圖 1.12.1.2.2-1 發動機外形未發現任何凹陷、斷裂、變形、移位等損害



圖 1.12.1.2.2-2 發現排氣口有些許消防泡沫水積存

2. 手動盤車

以手撥發動機轉軸，轉子能輕易轉動，同時以聽音棒偵測軸承部位，未發現異常雜音及震動；轉子轉速漸緩至靜止時未發生驟然停止的現象（詳圖 1.12.1.2.2-3）。



圖 1.12.1.2.2-3 以手撥發動機轉軸，未發現異常雜音及震動

3. 冷段檢視

檢視第六級定子及第一、六級轉子葉片與壓縮段進氣道，未發現龜裂變形或異物存留等異常現象（詳圖 1.12.1.2.2-4）。



圖 1.12.1.2.2-4 定子及葉片等未發現龜裂變形或異物存留等異常現象

4. 熱段檢視

拆解發動機渦輪外罩，檢視各級定子噴嘴與轉子葉片，未發現高溫變色、摩擦光點、龜裂變形、熱蝕斷裂等異常現象（詳圖 1.12.1.2.2-5,-6）。



圖 1.12.1.2.2-5 (左) 圖 1.12.1.2.2-6 (右) 各級定子噴嘴與轉子葉片，未發現異常現象

5. 燃燒室檢視

分解後發現噴油嘴周圍 (詳圖 1.12.1.2.2-7) 及燃燒室內側 (詳圖 1.12.1.2.2-8) 有紅褐色斑痕。



圖 1.12.1.2.2-7 噴油嘴周圍 (左) 及圖 1.12.1.2.2-8 燃燒室內側 (右) 有紅褐色斑痕

1.12.1.2.3 傳動系統

1. 發動機至主旋翼傳動箱撓性連接軸斷裂，斷裂面未發現旋轉摩擦痕跡 (詳圖 1.12.1.2.3-1)，主軸外觀完整 (詳圖 1.12.1.2.3-2)，齒輪箱外觀完整 (詳圖 1.12.1.2.3-3)，主承桿完整無損 (詳圖

1.12.1.2.3-4) 。



圖 1.12.1.2.3-1 主旋翼傳動箱撓性連接
軸斷裂



圖 1.12.1.2.3-2 主軸外觀完整



圖 1.12.1.2.3-3 齒輪箱完整



圖 1.12.1.2.3-4 主承桿完整

2. 發動機至尾旋翼傳動箱傳動軸多處斷裂（詳圖 1.12.1.2.3-5），斷裂面扭曲變形（詳圖 1.12.1.2.3-6），傳動軸彎曲（詳圖 1.12.1.2.3-7），齒輪箱功能正常（詳圖 1.12.1.2.3-8）。



圖 1.12.1.2.3-5 傳動箱傳動軸多處斷裂



圖 1.12.1.2.3-6 斷裂面扭曲變形



圖 1.12.1.2.3-7 傳動軸彎曲



圖 1.12.1.2.3-8 齒輪箱功能正常

1.12.1.2.4 液壓系統

1. 儲油槽外觀完整，窺視口內浮球位於上方，顯示液壓油量正常（詳圖 1.12.1.2.4-1）。



圖 1.12.1.2.4-1 窺視口內浮球位於上方

2. 液壓泵、管路、關斷瓣外觀完整（詳圖 1.12.1.2.4-2,-3）。



圖 1.12.1.2.4-2（左）；圖 1.12.1.2.4-3（右）液壓泵、管路、關斷瓣外觀完整

1.12.1.2.5 飛操系統

1. 集體桿置於最小槳矩位置，油門柄置於加油位置，桿柄彎曲變形（詳圖 1.12.1.2.5-1）。



圖 1.12.1.2.5-1 油門柄置於加油位置，桿柄彎曲變形

2. 油門指示牌位於最大刻度位置（詳圖 1.12.1.2.5-2）。



圖 1.12.1.2.5-2 油門指示牌位於最大刻度位置

3. 操縱桿至各伺服器連桿斷折（詳圖 1.12.1.2.5-3）。



圖 1.12.1.2.5-3 操縱桿至各伺服器連桿斷折

4. 各伺服器外觀完整（詳圖 1.12.1.2.5-4）。



圖 1.12.1.2.5-4 各伺服器外觀完整

5. 變矩伺服器至旋翼頭連桿斷折（詳圖 1.12.1.2.5-5）。



圖 1.12.1.2.5-5 變矩伺服器至旋翼頭連桿斷折

6. 滑板伺服器至主旋翼變向盤連桿斷折（詳圖 1.12.1.2.5-6）。



圖 1.12.1.2.5-6 滑板伺服器至主旋翼變向盤連桿斷折

1.12.1.2.6 燃油系統

1. 機身燃油濾：內部容積約 1 公升，打開上蓋將濾芯取出檢視，未發現異物阻塞；拆解後發現器內有異常液體，此液體無臭味亦無燃油觸感（詳圖 1.12.1.2.6-1）呈水狀。



圖 1.12.1.2.6-1 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體

2. 發動機燃油濾：拆解後發現器內有異常液體，此液體無臭味亦無燃油觸感，呈水狀（詳圖 1.12.1.2.6-2）。



圖 1.12.1.2.6-2 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體

3. 燃油泵：手動盤轉正常，拆解後檢視泵齒輪軸結構正常，輪齒上有新生銹斑（詳圖 1.12.1.2.6-3），泵殼內有異常液體，此液體無臭味亦無燃油觸感，呈水狀（詳圖 1.12.1.2.6-4）。



圖 1.12.1.2.6-3 輪齒上有新生銹斑



圖 1.12.1.2.6-4 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體（右）

4. 燃油噴嘴防逆瓣：拆解後發現噴油嘴內有異常液體，此液體無臭味亦無燃油觸感，呈水狀（詳圖 1.12.1.2.6-5）。



圖 1.12.1.2.6-5 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體

5. 燃油控制器：拆解後發現控制器內有異常液體，此液體無臭味亦無燃油觸感，呈水狀（詳圖 1.12.1.2.6-6）。



圖 1.12.1.2.6-6 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體

6. 燃油箱：檢視油箱外觀無破損（詳圖 1.12.1.2.6-7,-8），拆解時發現油箱內大量流出液體，此液體無臭味亦無燃油觸感，呈水狀。



圖 1.12.1.2.6-7 油箱底部



圖 1.12.1.2.6-8 油箱上方無破損

7. 拆下燃油箱之燃油增壓泵（詳圖 1.12.1.2.6-9），檢視泵體內流出液體，無臭味亦無燃油觸感，呈水狀（詳圖 1.12.1.2.6-10）。



圖 1.12.1.2.6-9 拆下燃油箱之燃油增壓泵



圖 1.12.1.2.6-10 無臭味亦無燃油觸感，呈水狀之液體

1.12.1.3 座艙損害情形

駕駛座椅背及後方隔框前傾斷折（詳圖 1.12.1.3-1）。



圖 1.12.1.3-1 駕駛座椅背及後方隔框前傾斷折

1.12.2 失事現場及殘骸分布情形

B31135 殘骸位於 $24^{\circ}09'40.52''\text{N}$, $120^{\circ}43'05.53''\text{E}$, 標高 105.9 公尺。該處位於一梯型旱地之南側，旱地北側有一排農舍與工廠，農舍後方為樹林，樹林頂端標高約 120 公尺。旱地東側為一排樹木，樹木右側為大里溪，旱地南側為竹林，西側為樹林，失事現場殘骸與四周電線桿、房舍位置詳圖 1.12.2-1。旱地北側部分有數十顆高約 2.5 公尺之矮樹叢，旱地其餘部分散佈高約 0.8 公尺之草叢。旱地周圍架設有六支台電電線桿，各電線桿之資料位置詳表 1.12.2-1。旱地南側距離殘骸位置約 230 公尺處為該機之礙掃任務作業區，於大里溪北岸為台電第 10 與 11 號高壓電塔

(詳圖 1.12.2-2，-6，-7；表 1.12.2-2)，圖 1.12.2-3~5 為 B31135 殘骸位置與農舍、電桿位置圖。

B31135 之臨時起降場位於航機殘骸位置磁方位 25 度，距離 1,128 公尺處，臨時起降場為土地重劃區內一塊約 63 公尺×96 公尺之矩型空地，柏油路圍繞四周，起降場除於南側入口處附近外，其餘皆長滿高約 0.5 公尺之雜草。

B31135 撞擊台電編號 BB21 與 AB65 電線桿之三條輸配電纜與一條架空地線，測量由台電電線桿編號 BB21 至台電電線桿編號 AB65 之磁方向為 310 度，該機之撞擊點位置為 N24°10'22.98"、E120°56'47.88"、標高 115.6 公尺，三條相互平行且相距 0.9 公尺之輸配電纜離地高約 9.7 公尺，一條架空地線纜線離地高約 10.8 公尺。該機撞擊台電編號 BB21、BB46 電線桿間四條 220 伏特輸配電纜，造成電線斷落，於斷口處發現紅色顏料沾附，另又與台電編號 BB21、AB65 電線桿間五條 110 伏特輸配電纜（詳圖 1.12.2-8）撞擊後，墜落於台電編號 BB21 電線桿旁，磁方向 55 度，距離約 5 公尺之乾燥竹堆上，與 A1 電纜斷落點距離約 12 公尺，機頭朝向磁方位約 343 度，機身右傾約 95 度。機頭前方約 5 公尺處土石地面有一長 1.2 公尺，寬 0.2 公尺之矩形洞穴，離殘骸較近處之寬邊無明顯深度，較遠處之寬邊深 0.3 公

尺，兩寬邊之間為一平直坡度（詳圖 1.12.2-9）。

表 1.12.2-1 電線桿資料

電線桿編號	E	N	Altitude (MSL) m	附註
BA69	220571.76	2673094.93	106.613	
BB21	220531.49	2673113.72	105.886	電線桿高度 10.82m
AB65	220474.48	2673162.41	107.151	
BB46	220534.40	2673167.70	107.483	
BB86	220591.50	2673170.30	109.681	
BB73	220584.90	2673147.40	108.752	

表 1.12.2-2 台電高壓電塔資料

電塔編號	E	N	Altitude (MSL) m	附註
10 號	220443.00	2672904.00	106.023	電塔高度 36.4m
11 號	220277.40	2672958.30	106.381	電塔高度 37.6m

表 1.12.2-3BB21 電線桿與編號 AB65 間斷裂電纜長度

電纜編號	距離 BB21 電線桿之電纜長度	附註
A1	8.5m	
A2	8.8m	架空地線
A3	6.6m	
A4	5.7m	

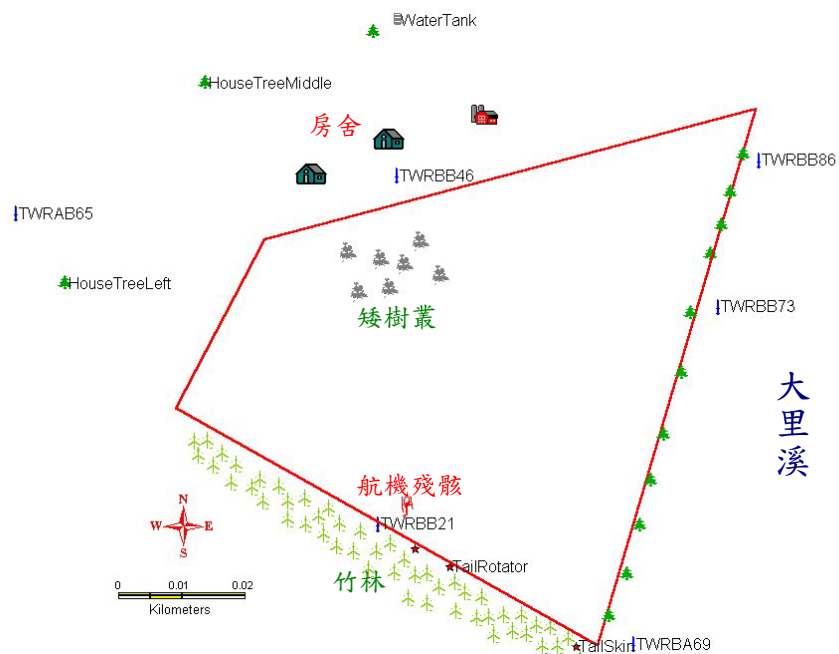




圖 1.12.2-3 自 BA69 電線桿旁失事現場-1



圖 1.12.2-4 自 BA69 電線桿旁失事現場-2



圖 1.12.2-5 自 BA69 電線桿旁失事現場-3



圖 1.12.2-6 自 BA69 電線桿旁台電 10 號高壓電塔



圖 1.12.2-7 自 BA69 電線桿旁台電 11、12 號高壓電塔



圖 1.12.2-8 電線桿 BB21、AB65 與 BB46 之電纜接線位置圖



圖 1.12.2-9 主旋翼觸及地面所造成之坑洞（圈內所示）

1.13 醫學與病理

法醫於失事當日下午四時抽取兩位死者血液及尿液樣品，並進行駕駛員外部檢驗及法醫毒物學檢查未發現安非他命、嗎啡、抗憂鬱、鎮定安眠藥等，死因鑑定結果「係因直昇機墜機重創胸、頭及四肢引起心臟破裂，心因性休克死亡」。水槍操作員之外部檢驗及法醫毒物學檢查未發現安非他命、嗎啡、抗憂鬱、鎮定安眠藥等，死因鑑定結果「係因直昇機墜機重創胸、頭引起心臟破裂，心因性休克死亡」。

1.14 火災

失事現場有濃重燃油氣味，未發生火災，詳圖 1.14-1。



圖 1.14-1 失事現場

1.15 生還因素

1.15.1 事故通報及台中消防隊救援情形

根據訪談資料，台中北屯分局消防局於接獲現場目擊證人之 119 通報後，約於 15 分鐘趕到現場，到場後嗅到濃重汽油味，又有電線在現場，考量有爆炸起火及遭受電殛之危險，因此直到 30~40 分鐘後台電人員將斷落電纜斷電後消防人員才進入現場將飛機內的人員救出，並開始噴灑消防泡沫冷卻機身。

1.15.2 乘員罹難情形

據消防人員稱，在現場殘骸中發現水槍操作員突破前方隔框向前下方擠壓，再壓擠前方駕駛座椅背，該椅背斷折又壓在駕駛員前傾的背上，在救護車上對兩人施行急救，並經送台中中國醫藥學院附設醫院，但均因傷重不治。

1.15.3 安全帶繫縛情形

礙洗人員接受過紐西蘭 Heliwing 航空公司之高壓電鐵塔礙子清洗訓練課程。駕駛員及水槍操作員之座位上均配備有腰、肩安全帶。救援人員於現場施救水槍操作員時，未見其繫有安全帶；拯救駕駛員時則經剪斷其腰間安全帶後將其救出。

1.16 測試與研究

本項測試之目的是為得知該機機械狀況及故障原因，以下測試項目皆在飛安會、民航局與凌天航空公司人員陪同下完成。

1.16.1 測試台檢測

1.16.1.1 燃油噴嘴

1. 測試目的：模擬發動機從慢車到全馬力之操作範圍，在供給額定燃油壓力下，燃油經過噴嘴之流量與噴霧角度是否符合測試規範，達到燃油霧化效果。
2. 測試結果：在設定入口壓力為 400 psig 下，模擬發動機設定在全馬力時，其燃油流量為 279 lb/hr，符合測試規範 265~295 lb/hr。燃油噴霧角度為 74° ~ 114° ，實際量測為 105° （詳圖 1.16.1.1-1），符合規範。其餘馬力設定下之量測數據均符合測試規範，詳見附錄 4。



圖 1.16.1.1-1 燃油噴嘴測試情形

1.16.1.2 燃油控制器

1. 測試目的：欲瞭解其是否能根據發動機轉速、油門桿位置及冷段

壓縮氣體壓力大小，進行燃油供給調節。

2. 測試結果：加速設定測試模擬發動機轉速從 2,400rpm 到 4,000rpm 時，量測其內部噴嘴供油數據由 73~258 lb/hr，符合測試規範 72.5~274 lb/hr 區間（詳圖 1.16.1.2-1）。其餘十三種測試均符合測試規範，項目及數據詳見附錄 5。



圖 1.16.1.2-1 燃油控制器測試情形

1.16.1.3 調速器測試

1. 測試目的：欲瞭解其是否能根據燃油控制器伺服燃油壓力、動力渦輪轉速與冷段壓縮氣體壓力，進行燃油調節而達成發動機調速功能。
2. 測試結果：冷段壓縮氣體壓力設定為 93 psig 時，其轉速為 5,138rpm，符合規範 5,130~5,150 rpm（詳圖 1.16.1.3-1）。其餘測試項目及數據詳見附錄 6。由於亞航測試規範係翻修組件出廠之標準，而該測試件為使用中之組件，故有部份項目之測試結果雖

略低於測試標準，但仍符合使用中組件之標準。



圖 1.16.1.3-1 調速器測試情形

1.16.1.4 點火系統

1. 測試目的：提供輸入端額定電壓，測試激勵器（Exciter）並觀察輸出端之火星塞每秒點火次數是否合乎規範。
2. 測試結果：輸入電壓為 29 vdc 時，所需輸入電流為 1.2 ampre，低於最大不得超越 1.5 ampre 之測試規範，並且提供點火 16.5 次/秒，合乎最大不得超越 20.0 次/秒 之限制。激勵點火功能正常（詳圖 1.16.1.4-1）。其餘輸入電壓條件之測試數據詳見附錄 7。



圖 1.16.1.4-1 點火系統測試情形

1.16.1.5 發電機測試

1. 測試目的：欲瞭解發電機在輸出額定電壓 28.5 伏特，掛上各種不同負載情況下，其磁場端電流是否合乎測試規範（詳圖 1.16.1.5-1）。
2. 測試結果：功能測試下列項目
 - 最高轉速整流—發動機轉速 12,500 rpm，28.5 vdc 且無負載時，分激電流 (Shunt Field Current) 規範不得小於 0.81 ampre，實際量測數據為 1.35 ampre，符合測試規範。
 - 最低轉速整流—發動機轉速 8,100 rpm，28.5 vdc 且負載 140 ampre 時，激磁電流 (Field Current) 規範不得大於 10 ampre，實際量測數據為 6.0 ampre，符合測試規範。
 - Compounding—發動機轉速 12,100 rpm，額定電壓 28.5 vdc，外接負載 0~150 ampre，規範規定激磁電流 (Field Current) 必須隨負載調整而變化，測試均符合測試標準，項目及數據詳見附錄 8。



圖 1.16.1.5-1 發電機測試情形

1.16.1.6 燃油增壓泵測試

1. 測試目的：欲瞭解泵運轉時提供之燃油壓力是否符合規範。
2. 測試結果：兩顆燃油加壓泵測試在輸入電壓 28VDC，輸出燃油流量 450 lb/hr 要求下；序號 11AF213 加壓泵需要電流 4 ampre 而能提供 16.3 psi 燃油壓力，序號 11H1249 加壓泵需要電流 4.2 ampre 而能提供 13.0 psi 燃油壓力（詳圖 1.16.1.6-1,-2），符合測試規範（詳見附錄 9）。



圖 1.16.1.6-1（左）；圖 1.16.1.6-2（右）燃油增壓泵測試情形

1.16.1.7 燃油箱洩水閥

1. 測試目的：欲瞭解洩水閥通電後閥座通路是否由原本閉鎖轉為開通，使洩水功能得以進行。電流切斷後通路是否變為閉鎖。
2. 測試結果：燃油洩水閥動作測試於輸入電壓 24VDC，輸入電流 1.2 ampre 時閥體內線圈激磁，閥座通路由原本閉鎖轉為開通，斷電後通路變為閉鎖（詳圖 1.16.1.7-1,-2）。燃油洩水閥動作測試正常（詳見附錄 10）。



圖 1.16.1.7-1（左）；圖 1.16.1.7-2（右）油箱洩水閥測試情形

1.16.2 警示燈放大檢查

該機座艙儀表板警示燈位於駕駛員座位前方駕駛儀表板上方之位置，內藏燈泡約直徑 5mm（詳圖 1.16.2-1），燈芯非常細微，超過肉眼觀察之極限，以科學儀器將其放大處理後再行檢視，發現如下。



圖 1.16.2-1 警示燈燈泡

1. 發動機熄火 (ENGINE OUT) 警示燈

影像放大後檢視該燈泡燈芯有捲曲現象 (詳圖 1.16.2-2)。



圖 1.16.2-2 發動機熄火警示燈燈芯有捲曲現象

2. 燃油泵低壓 (FUEL PUMP) 警示燈

影像放大後檢視該燈泡燈芯有捲曲現象 (詳圖 1.16.2-3)。

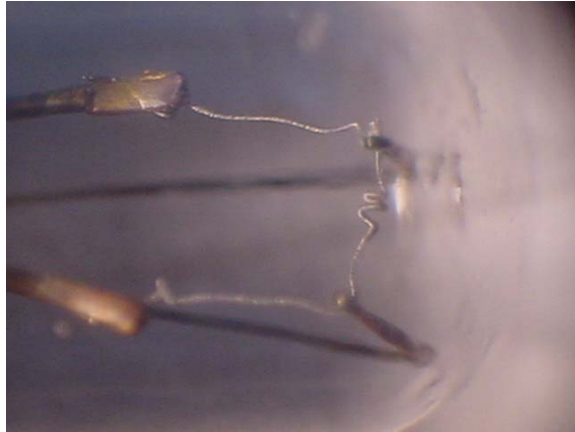


圖 1.16.2-3 燃油泵低壓警示燈燈芯有捲曲現象

3. 主旋翼低轉速（LOW ROTOR RPM）警示燈

影像放大後檢視該燈泡燈芯平直滑順，無捲曲現象（詳圖 1.16.2-4）。

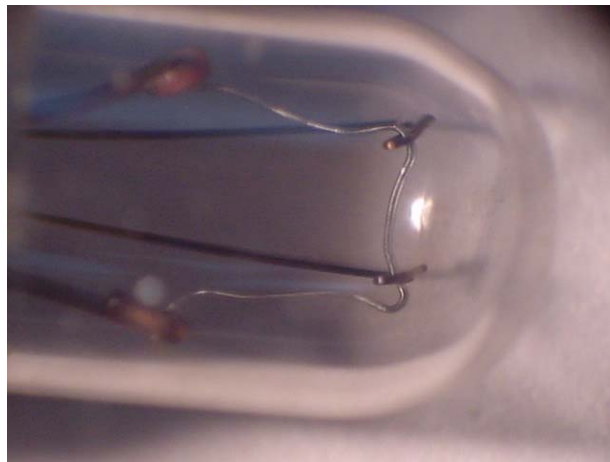


圖 1.16.2-4 主旋翼低轉速警示燈燈芯無捲曲現象

1.16.3 燃油化學檢驗

9 月 21 日將油車儲油槽內燃油用加油槍裝滿五加侖塑膠桶，靜置後發現桶底約有 3 吋清澄液狀沉澱，此桶燃油樣品及該機燃油系統

取得之異常液體送往中山科學研究院航空材料組（簡稱中科院航材組）並由中科院轉送國立中興大學化學系化驗。化驗結果如下：

1. 五加侖桶靜置後取出上層浮懸及下層沉澱物之樣品（詳附錄 11）：

I、上層：含水量 106ppm（證實為燃油）。

II、下層：含水量 99.9%（證實為水）。

2. 飛機燃油增壓泵（詳圖 1.16.3-1）取出之樣品，靜置後取出上層浮懸及下層沉澱物（詳附錄 12）：

I、上層：重量 24g（24%）；水分含量 89ppm（證實為燃油）。

II、下層：重量 75g（76%）；水分含量 98.5%（證實為水）。

3. 飛機燃油過濾器（詳圖 1.16.3-1）取出之樣品，靜置後取出上層浮懸及下層沉澱物：

I、上層：重量 0.45g（1%）；水分含量（量太少無法測試）。

II、下層：重量 43.4g（99%）；水分含量 96%（證實為水）。

4. 發動機燃油泵（詳圖 1.16.3-2）取出之樣品：

I、無明顯分層：重量 28.4g；水分含量 96.4%（證實為水）。

5. 發動機燃油控制器（詳圖 1.16.3-2）取出之樣品，靜置後取出上

層浮懸及下層沉澱物：

I、無明顯分層：重量 6.5g；水分含量 96%（證實為水）。

6. 發動機燃油控制器至噴嘴止回瓣管路（詳圖 1.16.3-2）取出之樣品：

I、量太少無法秤重；水分含量 97.3%（證實為水）。

7. 發動機噴嘴止回瓣（詳圖 1.16.3-2）取出之樣品：

I、量太少無法測試。

FUEL CELL

1. Airframe fuel filter
2. Hose
3. Fuel cell
4. Upper quantity unit
5. Aft fuel pump
6. Lower quantity unit
7. Solenoid drain valve
8. Check valves
9. Forward fuel pump
10. Hose
11. Hose
12. Filler cap
13. Tube
14. Fuel shutoff valve
15. Hose
16. Clamps
17. Tube
18. Tube
19. Attachment screws
20. Transducer

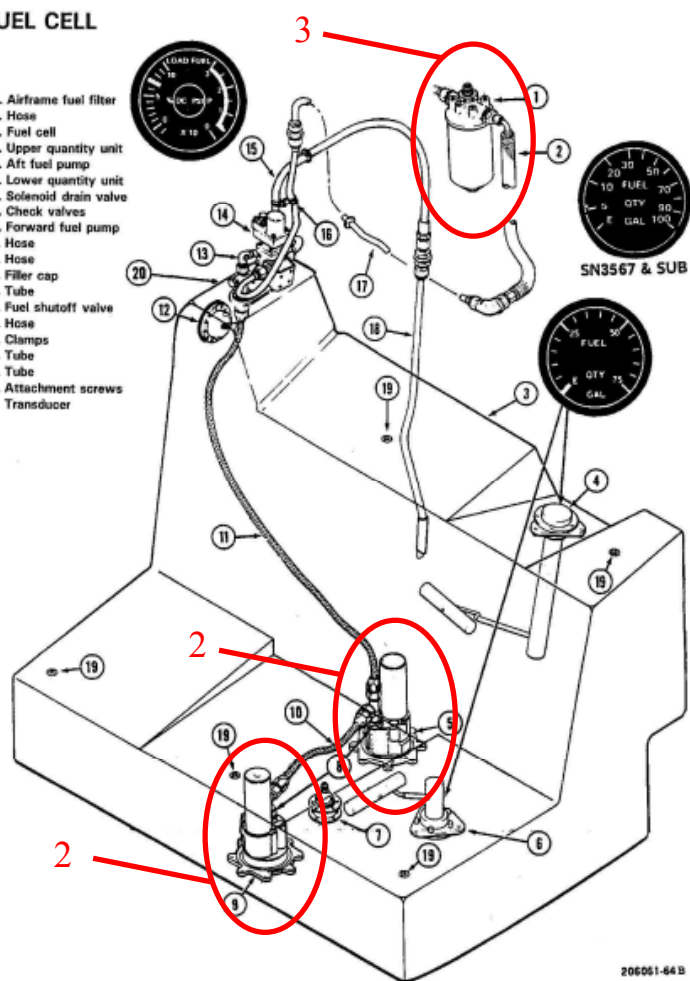


圖 1.16.3-1 飛機燃油系統

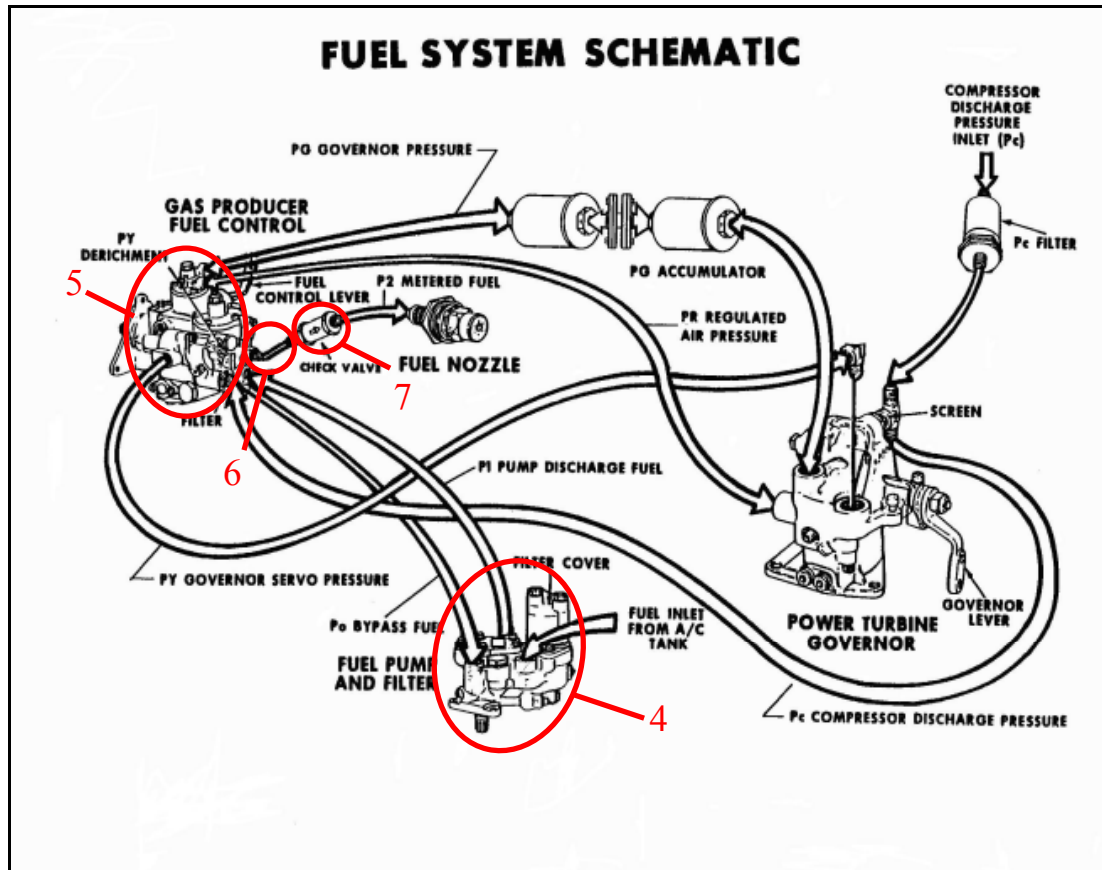


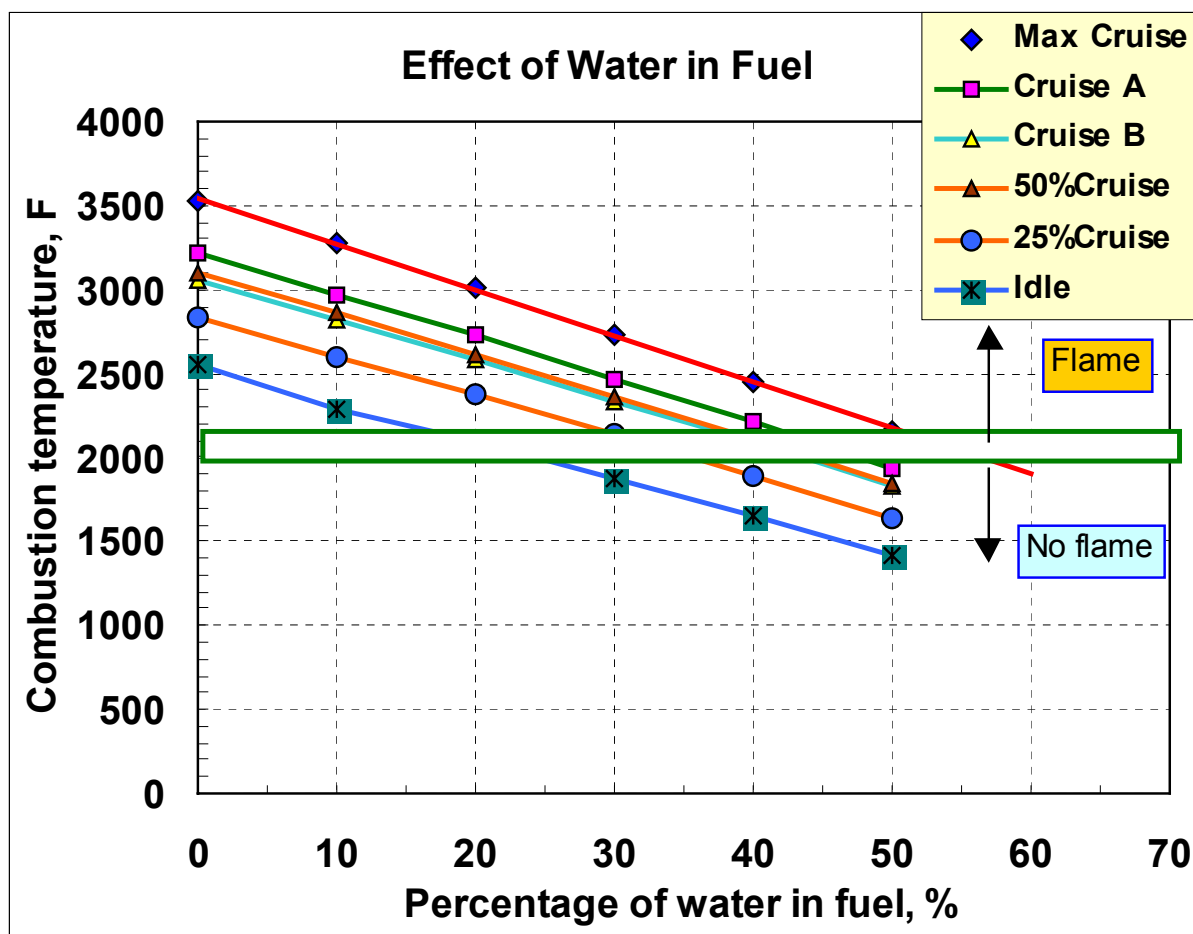
圖 1.16.3-2 發動機燃油系統

1.16.3.1 發動機熄火與燃油含水之關係

ROLLS-ROYCE 250C-20發動機，廠家並沒有以該型做過燃油含水百分比產生發動機熄火的測試。但却曾以250C-30系列發動機做過測試（詳圖1.16.3.1-1），該型發動機馬力較大（最大連續馬力輸出時C-30系列為557軸馬力，C-20系列為420軸馬力），於不同馬力輸出下，其燃油含水百分比肇致熄火如下列：

- 怠速 含水量18%
- 25% 巡航 含水量30%

- 50% 巡航 含水量37.5%
- 最大 巡航 含水量50%



註：上圖資料為 Rolls-Royce 250C-30 型發動機測試資料

圖 1.16.3.1-1 發動機熄火和燃油含水比例圖 (CALCULATION OF EFFECT OF WATER CONTENT IN FUEL ON FLAME TEMPERATURE AND FLAME-OUT)

1.16.4 Bell-206B 燃油箱洩水測試

飛安會發函該機型授證國加拿大之運輸安全委員會 (TSB)，請其對該型機之燃油箱洩水情形提供資料，加拿大運輸安全委員會隨即

去函 Bell 公司要求該筆資料，Bell 公司遂以其生產線上甫完成之新機進行實機測試，結果發現該機燃油箱經洩水閥洩放完畢後仍有 0.192 加侖燃油留存其中（詳附錄 13 - Bell-206B 型機燃油箱測試報告及附錄 14 - Bell-206B 型機燃油箱認證文件）。

1.17 組織與管理

1.17.1 中油燃油儲油槽

於民國 90 年 10 月 2 日飛安會人員至實地勘查中油台中航空站之航油站訪談該站領班，得知該站共有三座建於地下且具備防炸功能之儲油槽。該站有油車兩部，油車加油前均經嚴密之放水及試紙檢查檢查，至油槽後每座油槽均執行曆日檢查並作成紀錄，每兩週抽取樣品送至高雄煉油總廠，化驗其成份是否符合規範標準，經查該站八月份之檢查紀錄(詳附錄 15)，全部完整且合乎規範標準。中油之加油車亦於每日執行放水及試紙測試，燃油成分無含水之紀錄。

1.17.2 凌天燃油儲油車

凌天有兩部於外場作業使用之油車均為 3.49 噸貨車（詳圖 1.17.2-1），車上之儲油槽為不銹鋼焊接而成之方型油桶，一輛油車

儲油槽容量為 500 加侖(1,892 公升)，另一輛油車儲油槽容量為 250 加侖(946 公升)。該公司於 88 年 9 月 6 日開始使用該二輛油車執行加油作業，至 90 年 7 月 28 日後即未再使用油車執行加油任務，並長期停放於航站北面之民間鐵皮停車棚內，直到 90 年 8 月 31 日當日再行啟用，該兩部油車同時開至台中航油站共計加油 1,903 公升，油車內之餘油則未記錄。該項裝備油槽無燃油補充或使用紀錄、無檢查保養紀錄、無使用操作說明。

油槽底部為長方平面無錐狀設計。儲油槽固定安裝於卡車上，可隨作業地點移動。儲油槽裝置有直徑 1 吋之給油管，其功能是將槽內燃油灌輸至飛機油箱，另於其旁裝有直徑 1/2 吋之洩水管（詳圖 1.17.2-2），其功能是將槽內積存之水分經由該管排出槽外，該兩根管並列裝置於油槽底部同高位置（詳圖 1.17.2-3），給油管於油槽內部無立管設計（詳圖 1.17.2-4）。



圖 1.17.2-1 油水車



圖 1.17.2-2 直徑 1 吋之給油管及 1/2 吋之洩水管

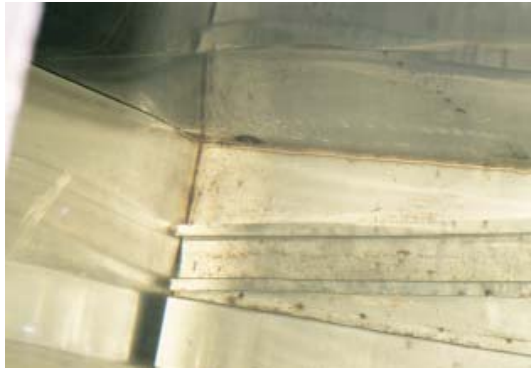


圖 1.17.2-3 兩根管並列裝置於油槽底部同高位置



圖 1.17.2-4 給油管於油槽內部無立管設計

1.17.3 飛機檢查作業

該型機原廠飛行檢查手冊（詳附錄 16）及維修手冊未詳細說明燃油箱燃油含水鑑定作業程序，飛行前檢查工作單（詳附錄 17）僅列具燃油放水作業項目，未有燃油含水鑑定作業之施行步驟及方法。節錄該機飛行檢查手冊第三章機外檢查之 3.2.10 節如下：

3.2.10 燃油加油蓋---目視檢查油箱蓋是否穩固。

3.2.11 燃油箱油槽---依下列次序漏放燃油樣本。

3.2.11.1 燃油泵浦---前後電路斷電器---拔出。

3.2.11.2 電瓶開關---開。

3.2.11.3 燃油活門開關---關。

3.2.11.4 燃油漏放按鈕---壓下漏放樣本後釋放。

3.2.12 依照下列手續，對飛機構架燃油濾裝備（如果有此按鈕裝置）

引擎燃油泵油濾和檢查必須在每日的第一次飛行前檢查。

3.2.12.1 燃油活門開關—開

3.2.12.2 燃油泵浦前和後伺服電路（斷電器）---按入。

3.2.12.3 注意燈斷電器接---按入。

3.2.12.4 燃油濾漏放活門---打開，漏放樣本，然後關閉。

3.2.12.5 燃油活門開關---關。

3.2.12.6 電瓶開關---關。

1.17.4 礙掃作業與訓練

凌天於民國 87 年 12 月 1 日建立礙掃作業能量，由紐西蘭引進裝備，並由紐西蘭 Heliwing 公司對公司內十多位人員實施訓練，訓練內容如礙掃作業訓練手冊中所述，包括了礙掃作業各職務人員的責任與工作項目，教官為紐西蘭派來的兩人擔任，一位為駕駛員，一位為水槍操作員。訪談資料及訓練紀錄顯示，此次事件相關人員中，水槍操作員和修護科科長為此批完訓的人員。對於新進的同仁，則由修護科科長或處長本人負責訓練，而原廠每年亦會來台複訓一次。

礙掃作業每次出勤約為 7-8 人，包括兩位駕駛員，一位業務員，一位簽放員，一位加水員，一位加油員，一位水槍操作員，一位地面

管制員，每次出勤時地勤人員負責業務皆依當時需要排定，故受訓時每個人都需要瞭解各不同任務的職責稱之為組合訓練，而訓練之重點為個人職掌及地面安全。

該次礙掃作業人員編組及職掌：

職 掌	原隸屬與職務	人數	負 責 工 作 內 容
專案經理	業務處 業務主任	1	負責礙掃作業規劃、執行、控制、檢討及歸詢等；向民航局申請飛行許可；與台電公司相關作業聯繫，並排定清洗線路。
駕駛員甲 駕駛員乙	航務處 Bell 206B-3 駕駛員	2	直昇機駕駛員，負責礙掃作業飛行任務及空中作業安全管制。
水槍操作員	機務處 機務員	1	機上礙掃水槍操作及機械檢查、維修，飛行前裝備檢查清單填寫。
機械員	機務處 修護科長	1	負責地面指揮；每日飛機飛行前、後之檢查(含飛機油箱放水)及保養，現場故障排除及回報。
加油員	機務處 機務員	1	外場飛機燃油充填操作兼卡車駕駛。
加水員	機務處 地面勤務員	1	外場飛機礙掃作業用水充填操作兼卡車駕駛。
地面管制員	機務處 地面勤務員	1	飛機、卡車、人員於外場落地點之安全管制；負責指揮飛機起降；判定天候可否飛航；發電機控管。
簽派員 ³ ※	航務處	1	依業務交代之放行日期，向航空站申請離到站；將飛航計劃書及離到站申請書傳真到台北諮詢台；準備天氣資料、飛航公告、艙單及載重平衡表給駕駛員；辦理飛機放行事宜。

³ 該員不參加礙掃作業區之作業。

訓練課程依年度計畫呈報民航局，每個月的訓練成果亦會報給民航局核備。維修訓練手冊經民航局核可，礙掃訓練手冊並未報民航局核備，但其中有關機務部份則納入地勤作業手冊中報民航局核備。

民國 87 年申請礙掃作業能量時，民航局派員察看該公司裝備及作業能力後，核可礙掃作業項目。民航局目前對凌天採定期及不定期性督導，通常都依督導表排定時間督導，而不定期督導則是在有新飛機要作適航時，或有特殊工作，如礙掃業務，須經民航局核准後才可作業。本次礙掃作業凌天於民國 90 年 8 月 16 日向民航局提出申請獲准在案（詳附錄 18）。

1.18 其它資料

1.18.1 發動機操作及修護手冊

該型發動機操作及修護手冊第 3-112 頁，第 3-93 章燃油系統，有明顯警告提示「燃油遭到水或其他污染將導致熄火或動力喪失」（詳附錄 19）。

1.18.2 飛機油箱設計

摘錄加拿大運輸安全委員會提供該型機認證文件 6.423 (b) 章污油櫃一節：當旋翼機在正常地面水平姿態時，所有燃油箱皆須在其最

低位置具備污油櫃及洩水閥。6.428 章洩水裝置：當旋翼機在正常地面水平姿態時，燃油系統必須在最低位置處提供一個或多個洩水裝置，以使系統中所有裝置得以排放盡淨（詳附錄 20）。

BELL 飛機製造廠提供之飛機油箱內部資料詳圖 1.18.1.1-1

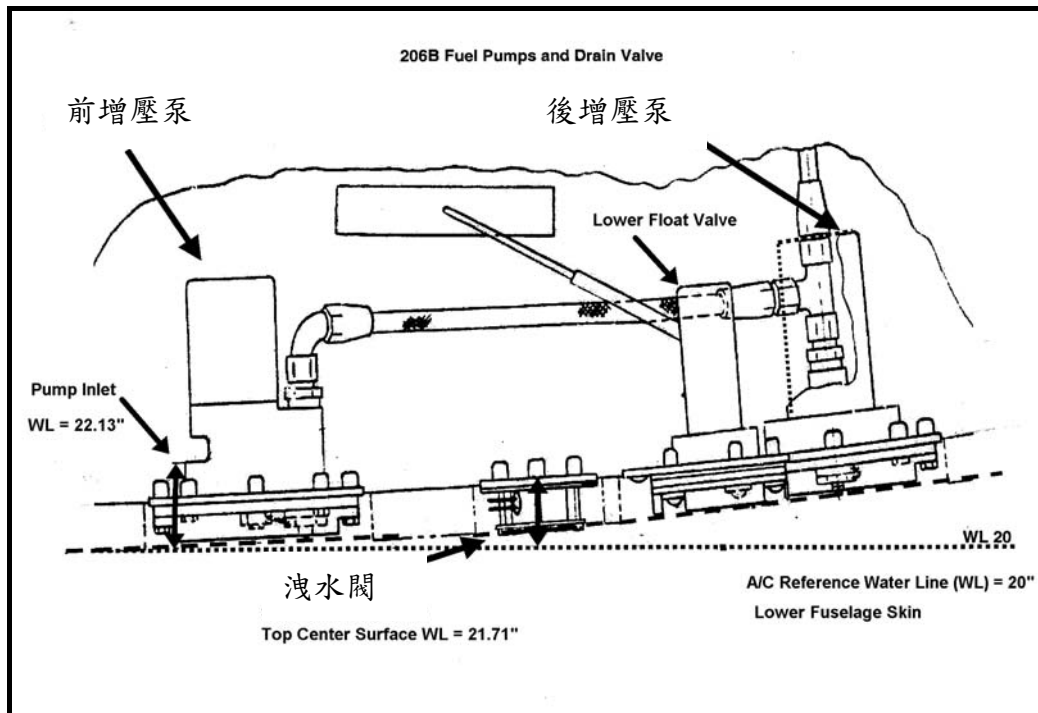


圖 1.18.1.1-1 BELL 飛機製造廠提供之飛機油箱內部圖

圖示該機在地面時油箱內部裝置與高度之相對關係，基本上為前低後高之設計，前增壓泵吸口之開口下緣及洩水閥之電磁閥頂部中心與水平線距離各為 22.13 吋及 21.71 吋。現場量測油箱長 70cm 寬 116cm，油箱前端距前增壓泵 15cm，距洩水閥 19cm。

1.18.3 飛機油箱現場測量

凌天尚有兩架 BELL-206B 同型機，為瞭解該機油箱於地面洩水之實際情形，飛安會調查人員前往泊機地點進行實機測量，結果如下：

- 該同型機停置於機場情形（詳圖 1.18.1.2-1）。



圖 1.18.1.2-1 該同型機停置情形

- 測量該機停機位置之水平情形（詳圖 1.18.1.2-2），將水平儀置於飛機滑撬上，水平儀刻度指示 0° （詳圖 1.18.1.2-3）。



圖 1.18.1.2-2 水平儀置於飛機滑撬上



圖 1.18.1.2-3 水平儀指示 0°

- 測量前燃油增壓泵位置水平情形（詳圖 1.18.1.2-4），水平儀

指示 0° （詳圖 1.18.1.2-5）。



圖 1.18.1.2-4 測量前增壓泵水平

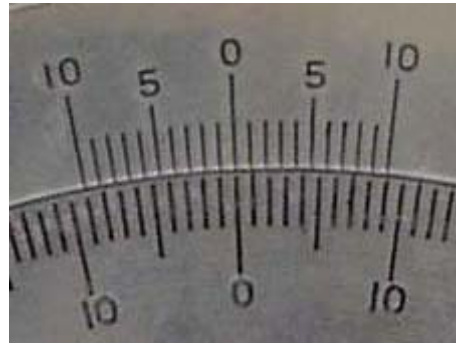


圖 1.18.1.2-5 水平儀指示 0°

- 測量洩水閥位置水平情形（詳圖 1.18.1.2-6），水平儀指示 2.2° （詳圖 1.18.1.2-7）。



圖 1.18.1.2-6 測量洩水閥水平

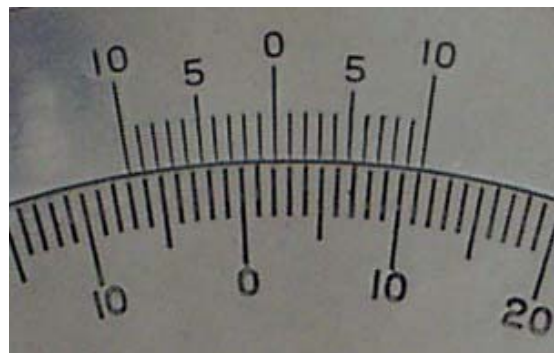


圖 1.18.1.2-7 水平儀指示 2.2°

- 測量後燃油增壓泵位置水平儀指示 5.2° （詳圖 1.18.1.2-8）
（詳圖 1.18.1.2-9）。



圖 1.18.1.2-8 測量後增壓泵水平

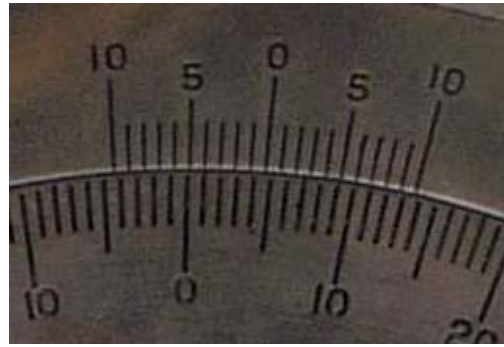


圖 1.18.1.2-9 水平儀指示 5.2°

1.18.4 訪談資料摘錄

1. 現場目擊證人：

- 當時氣候為多雲，能見度尚可。
- 該機自其屋後樹梢上方約 15-20 公尺越過，引擎聲音與之前不同，好像熄火的樣子。
- 該機越過屋子後，機身左傾撞上屋子前方電纜，再撞到屋左電纜後解體墜毀，撞地後並未爆炸起火。
- 事後電 119 報警，義消人員約在 15 分鐘後到達現場，但因為現場有電線，恐飛機爆炸，又怕觸及高壓電，因此直到 30~40 分鐘台電斷電後才將飛機內人員救出。

2. 駕駛員甲訪談資料摘要：

- 飛行前檢查由駕駛員乙執行機尾部份，飛機上有檢查表，機工長打開電瓶開關，用油箱右側之按鈕將油箱放水，之後駕駛員甲又做了一次。
- 依據飛機操作手冊執行放水，首先將油箱右側按鈕按住，機腹底部油箱下方漏放管會排出水、油，放開按鈕後確認漏放管不再滴漏；再啟動燃油泵，打開右側發動機艙蓋板，將放

燃油過濾器放水開關從 off 搬到 on 位置，油水混合液，會從機腹漏出，開關 off。

- 燃油箱放水時間約 5、6 秒鐘。
- 燃油過濾器放水時間，天氣好的話約 5、6 秒；星期六、日若沒有飛行，於次日飛行前檢查時放水約 7、8 秒，放出來的油水混合液直接漏放到地上。
- 飛機操作手冊裡面只有放水之項目及步驟但沒有燃油含水確認項目及步驟。
- 新進公司受訓時有介紹飛機檢查項目包括燃油箱及燃油過濾器放水，但沒有燃油含水的要領及確認方法。
- 出發前飛機是由台中機場中油的油罐車加油至 40 加侖，由我當主控駕駛員飛至臨時作業區，落地後水箱加水，加裝水槍後，繼續由我主控駕駛執行礙洗作業，期間飛機無異常現象。
- 第三次落地時，飛機進行第三次水箱加水及第一次添加燃油，同時駕駛員乙前來換手繼續礙洗任務。
- 作業航路上亦皆低矮建築，電塔高度約 40 公尺，本機裝載之燃油極為有限必須有效運用，電塔高度加 10 公尺的安全

跨越距離，因此前往鐵塔作業之最高飛行高度約 50 公尺。

3. 現場業務人員訪談摘要：

- 該機第一趟落地時並沒加油只加水，第二次落地時飛機也沒有加油，只有加水加 150 公升，第三趟起飛前才加了油，也加了水，天氣不錯。
- 沒有注意油車作業人員是否放水。

4. 加油機械員訪談摘要：

- 早上 0630 從機場出發，抵達現場後我有從油箱放水，放了 10 來秒。
- 放水時有用 600cc 透明瓶子接水，瓶子是在工作車後面找的。
- 瓶子接滿後就倒掉了，不記得瓶內液體的情形。
- 油車加油作業無標準程序可以遵循。
- 未接受油箱放水訓練，不知道燃油含水鑑定方法。
- 第一次執行加油手任務。

5. 加水員訪談資料摘要：

- 我有執行油車放水，是用 1000cc 礦泉水空瓶接水，放至滿

瓶。

- 瓶子接滿後就倒掉了，不記得瓶內液體的情形。

6. 簽放機務員訪談摘要：

- 執行飛行前檢查第 10 項【燃油箱放水】，開電瓶開關，靠重力漏到沒有水珠為止。
- 油箱放水時間約 10 秒以上，按鈕壓到看沒有水出來為止，放出去的油水混合液漏到地上。
- 燃油系統放水主要目的是將燃油濾中積水排除。將油箱裡的 2 個幫浦啟動後，將開關旋鈕打開將水排放機外地上。
- 我判斷約 10 秒鐘時間水會全部排掉，我以地面觀察做判斷，一般水較重，油較輕。
- 飛機操作手冊裡面只有放水之項目及步驟但沒有燃油含水確認項目及步驟。
- 第一次飛機加油時只將燃油從油槍打一點點出來，因怕槍頭髒，目的是沖洗槍口不是放水。

7. 監理人員訪談摘要：

- 對凌天作的檢查一年約 400-500 小時，200 次左右，只是有些沒有紀錄。
- 事件發生前就有加油標準作業程序，但只是一個概略的東西。
- 過去在做加油放水時有買檢測水的試劑，但不是每次都有做，或只用目測。
- 油車儲油槽設計與使用沒有報局核准的要求，地面裝備的改裝設計，局裡核准的不多，目前只是地勤作業手冊核備，對地勤設備裝置，管制應該要求加強。
- 以前放水檢查沒有像現在要求每個樣本都做測試，有些用目視，但目視不準，目前就是做得不夠徹底，針對新頒發的加油程序，凌天全員已去上過課，所有的樣本都等油質穩定才去抽。

2. 分析

2.1 飛行操作

2.1.1 「礙掃作業」飛行前準備

依據紀錄顯示該作業行前會議由該公司高階主管及全體作業相關人員參加，內容並包括活線礙子清洗及巡線工程員工安全衛生訓練等。任務總提示由航務處處長主持其中包括安全提示、注意事項及相關規定。分組任務提示由領隊主持包括作業細節、作業行程規定、裝備整備及測試等。綜合上述飛行前準備情形及該公司之「航空礙掃標準作業程序」、「206B-3 直昇機清洗礙子標準操作程序」等資料內容顯示，該作業均具備且符合規範。

2.1.2 飛行路徑

根據訪談及地形資料研判，該機計畫之飛行路徑為由地面作業區起飛後，保持目視爬高至高於電塔之高度，電塔高度約為 130 呎（39 公尺），航向南南西，由 11 號電塔上方通過後⁴，右轉繼續礙洗作業

⁴ 鐵塔間之電纜線常因光線、背景、天氣等狀況而無法正確目視，因此直昇機駕駛員於穿越電纜線時，皆採用從鐵塔上方穿越之方式以策安全。

⁵。詳圖 2.1.2-1 綠色虛線標示之「推測計畫航路」。

依據臨時作業區及失事現場之目擊證詞，已知該機起飛後朝南南西方飛去，失事時飛機在西北方出現，壓左坡度盤旋下降，詳圖 2.1.2-1 紫色實線標示之「目擊飛行航路」，將已知兩點連線，紫色實線標示之「推測飛行航路」，即為本次飛行之實際飛行航路；地面作業區至失事現場距離約 1,130 公尺，據駕駛員甲稱航路上亦皆低矮建築，加上作業電塔高度約 40 公尺，該機裝載之燃油極為有限，必須有效運用，電塔高度加 10 公尺的安全跨越距離因此該機前往鐵塔作業之最高飛行高度約 50 公尺；該機在失事發生前已有 1,130 公尺之飛行距離，應已到達飛行高度 50 公尺以上；因此在駕駛員發現動力消失欲尋找緊急降落地點時，應是已位居 50 公尺的高度，依據位能換取動能的法則，該機可得之動能加上已知失事地點及「目擊飛行航路」，推算該機動力消失時機應係橘色圓圈之處（詳圖 2.1.2-1）；再以橘色圓圈為中心，橘色圓圈至失事地點之距離為半徑劃圓，發現失事地點為該劃圓內最平坦開闊之地形。

比較橘色圓圈前之綠色「推測計畫航路」與紫色「推測飛行航路」，發現極為吻合，由此研判該機可能是在前往作業目標的計畫航

⁵ 凝洗水槍裝置於直昇機之右後艙門口，此次作業目標為清洗鐵塔南方之礙子，是故飛機必須保持右側朝向鐵塔南側。

路上飛行時動力突然消失，駕駛員就飛機所剩之動能作緊急之處置，將飛機迫降於範圍內最平坦開闊之處，但因最後落地時尾桁勾撞台電供電纜線，以致飛機失衡下沉墜地失事。

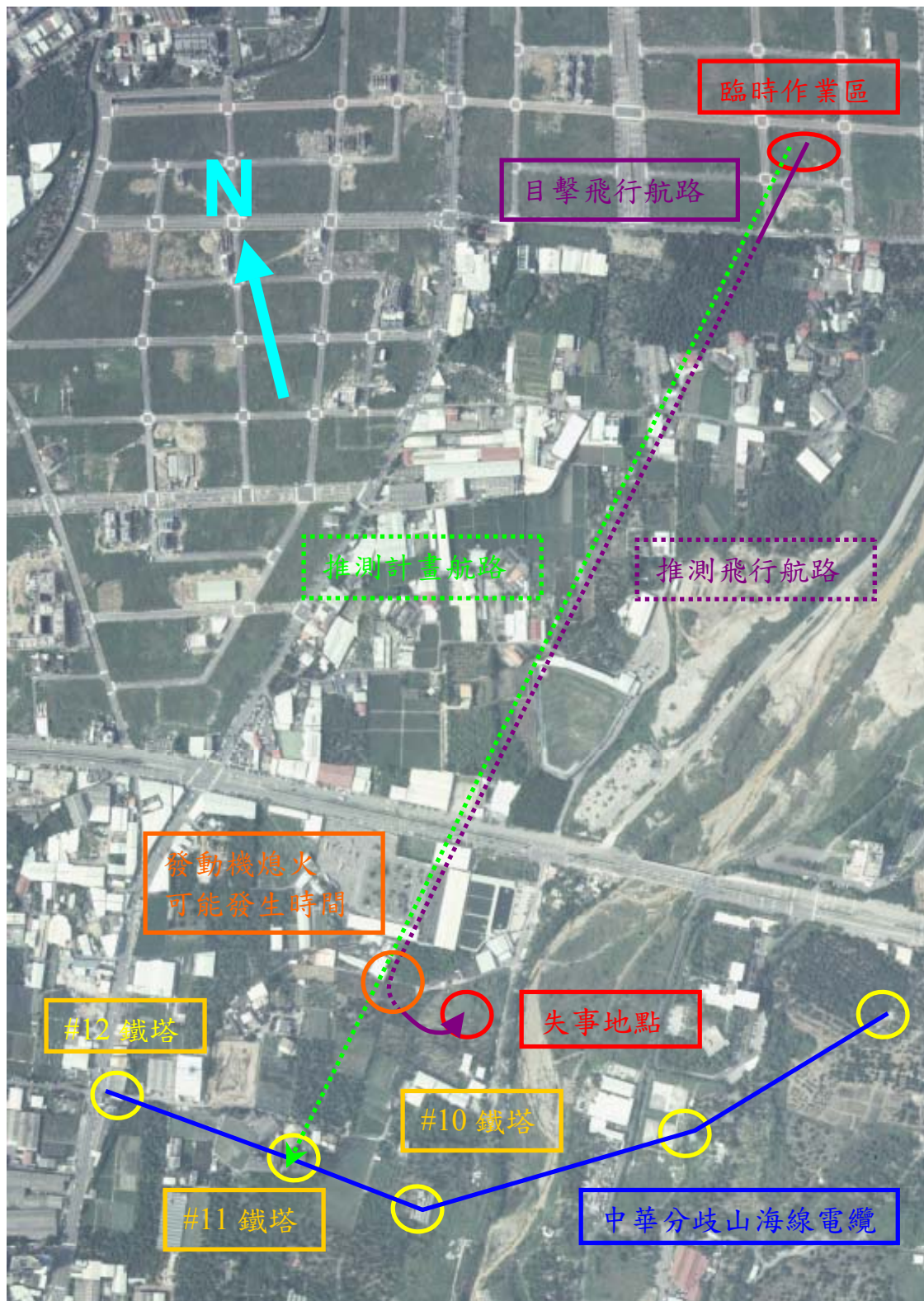


圖 2.1.2-1 飛行航路推測圖

2.1.3 飛行操作

依據現場蒐證之集體桿及油門手柄位置資料研判，該機可能於飛行中突然遭遇動力消失之狀況，駕駛員為保持旋翼轉速以便實施自動旋轉落地，因此立即將集體桿置於最低位置，將使主旋翼槳矩調至最小，槳葉阻力變至最低油門亦保持在繼續供油位置，駕駛員同時亦緊急覓得飛機左側下方迫降場地，操控飛機壓左坡度旋轉下降，就在離地約十數公尺高度時發現前方有輸電纜線，但因飛機已無動力失去有效操控特性無法閃避，以致尾桁勾撞電纜使機頭驟然下沉，飛機的重量及衝撞的速度亦使尾桁與飛機解體，首尾異處。

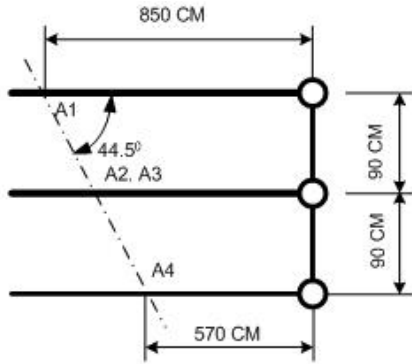
2.2 殘骸分佈與現場地形

2.2.1 飛機勾撞電纜時橫軸可能姿態

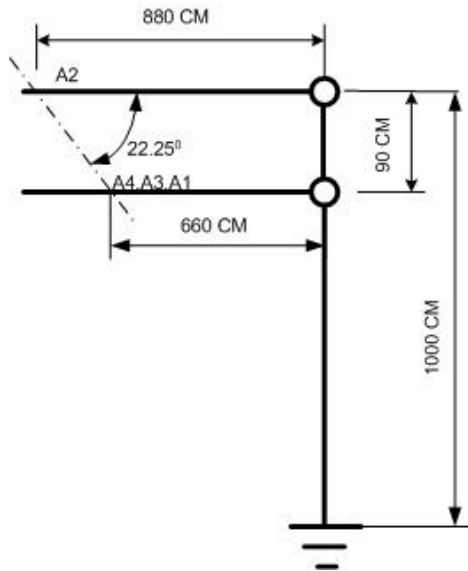
依據現場蒐證資料，殘骸附近 BB21 電線桿上四條殘留電纜斷口處沾附之紅色顏料，而其中一截斷落尾桁之左側下方漆面有電纜鋼絲摩擦痕跡，可見係為飛機尾桁之紅色油漆所致；下垂直尾翼根部撕裂與尾旋翼前緣發現電擊痕跡，應係為與電纜勾撞及高速旋轉之尾旋翼將電纜切斷時電纜裸芯與尾旋翼間產生之電弧所致，依據殘留電纜長度 A1(8.5 公尺)、A4(5.7 公尺)推算該機落地前之運動方向與 BB21

電線桿之 A1，A3，A4 電纜架設方向夾角約 44° （詳圖 2.2.1-1 俯視圖），依據現場量測資料顯示 A1，A3，A4 電纜架設方向約為 $310/130^{\circ}$ 磁方向，是故推測該機當時機身縱軸可能為 354° ，與殘骸機頭朝向 343° 頗為接近。

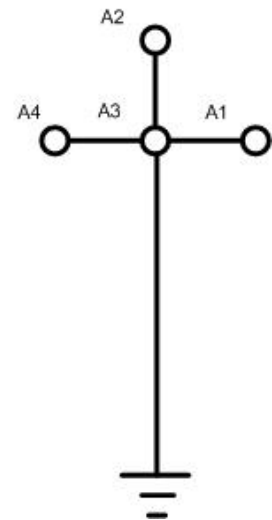
依據現場殘骸資料顯示 A2 架空地線有紅色顏料應係尾桁及下垂直尾翼切斷；另 A1、A3、A4 電纜可能為尾旋翼或垂直尾翼切斷，以致造成槳葉前緣之電擊斑點及垂直尾翼根部撕裂情形，由尾桁左側下方發現電纜狀刮痕及 A2（8.8 公尺）、A3（6.6 公尺）與電線桿斷離位置研判，該機勾撞電纜當時坡度（機身橫軸）可能為左坡 67.5° ，該推測與飛機尾桁左側下方發現之電纜刮痕位置吻合（詳圖 2.2.1-1 正視圖）。



BB21 電線桿俯視圖



BB21 電線桿正視圖



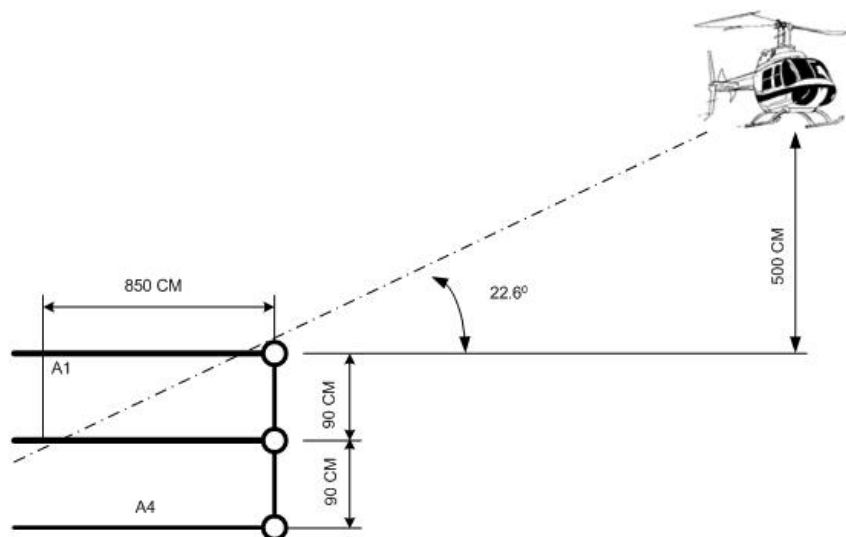
BB21 電線桿側視圖

圖 2.2.1-1 飛機勾撞電纜時橫軸可能姿態

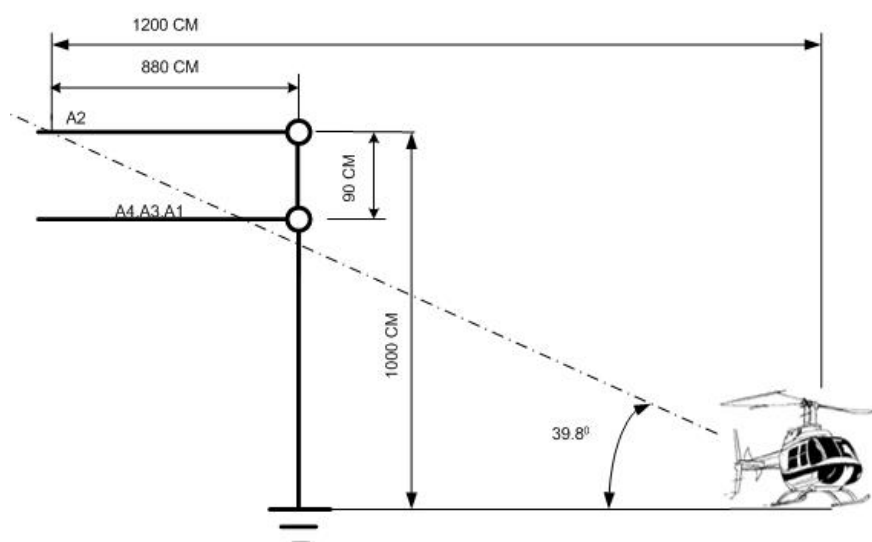
2.2.1 飛機勾撞電纜後可能墜落軌跡

依據現場量測資料，架空地線（A2）電纜高度約 10.8 公尺，該機於距電線桿 8.5 公尺處與其發生擦撞，並落於距 A2 斷口處約 12 公

尺地上， A1、A2、A3、A4 電纜架設方向約為 $310/130^\circ$ 磁方向，計算該機墜落位置與電纜夾角約 23° ，是故推算該機可能墜落軌跡約為 153° 磁方向，與地面夾角約為 40° （詳圖 2.2.2-1）。



俯視圖



側視圖

圖 2.2.2-1 飛機勾撞電纜後可能墜落軌跡

2.2.2 撞地時機身縱軸可能姿態

依據現場目擊證詞，該機於墜落前仍是完整一體，所有結構損害經檢視後發現皆係外力撞擊所致，研判該機之結構損害應係墜落時撞擊電纜及地面所致。依據 1.12.1 航機損害情形，該機前段機身座艙地板結構因承受與地面直接撞擊之故由下往上斷折變形，機身上方結構亦因承受所有系統機械重量（發動機、主旋翼、系統管路、儲油箱、傳動齒輪箱、傳動軸等）及撞擊影響，產生向下慣性，因此造成上、下結構同往座艙內部壓擠，使座艙結構變型樑框斷裂；另由飛機前段下緣機身結構向上翻折、滑橇斷落、礙掃水箱前部碎裂之損害，但飛機後段機身完整情形，研判飛機墜地時是機頭下沉姿態，是故前段下緣機身遭致與地面直接撞擊損害，由駕駛艙地板結構向上翻起的情形研判，該機撞擊剎那機身縱軸與地面維持約 45° 角關係(詳圖 2.2.3-1)。

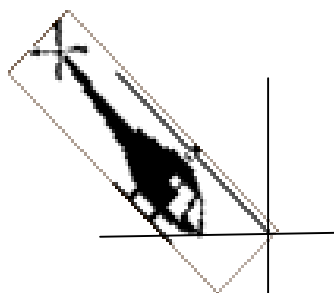


圖 2.2.3-1 飛機撞地時縱軸可能姿態

2.2.3 撞地時主旋翼轉速

依據 1.12.2 現場測量資料顯示，機頭前方 5 公尺處泥土地面，有一長 1.2 公尺，寬 20 公分，深 30 公分矩形凹洞。以該凹洞與機身距離約一主懸翼長度及矩形凹洞與主旋翼外型相符判斷，應是主旋翼撞擊造成；以該地質結實程度與凹洞規模及主旋翼斷折的情形推測，該機與地面撞擊時主旋翼可能仍具有不低的旋轉速度，是故在第一片主旋翼撞及地面時不但將土石地面鑿出一個洞穴，並且將複材結構製成的主旋翼亦斷折成兩截，但因發動機動力已失扭力不足，此一撞擊即消去主旋翼大部份旋轉速度，後繼無力下使另一片主旋翼得以保持完整。

2.3 燃油化驗

中山科學研究院燃油樣品化驗結果證實油車油槽取出樣品底部沉澱物質及拆解發動機系統時蒐集之呈水狀物質係為水，樣品含水量百分比均遠超過原廠 ROLLS-ROYCE 做過類似發動機熄火之測試。

2.4 飛機系統

該機除燃油系統外所有系統之機械狀況除外物撞擊損害外皆無異常損害發現。

2.4.1 燃油系統

燃油系統封閉管路內發現大量水液，充滿於該封閉系統之所有運轉與非運轉之零件內部空間，由此研判該系統已遭大量類似水液污染且已深入系統。依據燃油化驗證明該類似水液係為水，且含水量達 96~98 %。

依據 ROLLS-ROYCE 廠家測試結果 250C-30 系列發動機於巡航馬力時燃油含水達 30~50 %時即會導致熄火，該肇事飛機之發動機為 250C-30 型，馬力較小，耗油量相對減少，單位時間內經由噴嘴進入燃燒室的燃油亦相對減少，因此能夠承擔燃油含水的百分比可能不如 250C-30 系列發動機。

比較上述結果，發動機於巡航馬力時燃油含水達 30~50 %時即會導致熄火，而燃油系統內的燃油含水量卻高達 96~98 %；根據該型發動機操作及修護手冊有明顯警告提示「燃油遭到水或其他污染將導致熄火或動力喪失」，由此研判該機如係發動機熄火，極有可能是燃油系統被水污染所致。

2.4.2 警示燈

警示燈之功能為發生機械故障時，該相關系統之警示燈即為亮起，以吸引駕駛員視覺之方式提供警訊。該燈一旦亮起表示有電流通

過燈絲，通電之燈絲產生光與熱，發熱的燈絲變為柔軟，柔軟的燈絲遭受撞擊時被本身重量拉伸而延展，燈絲伸展後因金屬特性無法還原，所以會有捲曲狀燈絲的形成。因此如果發現捲曲狀燈絲即表示該警示燈可能於飛機與地面撞擊時是亮著的，亦即該警示燈所代表的系統在飛機失事時應是故障的。

蒐證發現三只警示燈分析如下：

1. 發動機熄火警示燈

依據該型機維修手冊記載：飛行時發動機 N1 轉速降至 $55\pm 3\%$ 以下時「發動機熄火警示燈」將會亮起。該燈絲有捲曲現象表示該燈於飛機墜地當時應是亮著的，亦即表示失事當時該機發動機轉速應是低於最大轉速之 $55\pm 3\%$ ，是動力失去的情況；由該機燃油系統之大量水液發現造成該機失去動力之疑慮，而該燈亮起之發現係為當時可能動力消失之有效證據。

2. 燃油泵低壓警示燈

依據該型機維修手冊記載：燃油泵出口壓力降至 3.5 ± 0.5 PSI 時「燃油泵低壓警示燈」將會亮起。該燈絲有捲曲現象表示該燈於飛機墜地當時應是亮著的，亦即表示失事當時該機燃油泵出口壓力低於 3.5 ± 0.5 PSI，可能是燃油供應不足所致；依據 2.2 殘骸

分佈與現場地形分析，可能當時飛機尾桁與 A2 架空地線擦撞時以機身姿態是左坡 67.5° ，之後下垂直尾翼又勾掛電纜使前進速度頓挫，最後飛機以機身縱軸約 45° ，墜落軌跡與地面夾角約 40° 與地面撞擊，油箱當時只有不足 30 加侖燃油（油箱滿油量為 91 加侖），墜地前經歷速度及角度的變化，可能造成燃油聚集油箱前端或側邊使增壓泵因吸不到燃油（或水液）而產生出口低壓訊號，以致該燈亮起。

3. 主旋翼低轉速警示燈

依據該型機維修手冊記載：主旋翼轉速降至 $90\pm3\%$ 時「主旋翼低轉速警示燈」將會亮起。該燈絲沒有捲曲現象表示該燈於飛機墜地當時應是熄的，亦即表示失事當時該機主旋翼轉速未低於 $90\pm3\%$ ，依據現場殘骸蒐證紀錄該機集體桿在最低、油門在最大位置，因此研判可能駕駛員為緊急迫降之處置，欲保持旋翼轉速故將集體桿置於最低位置設槳矩於最小，加上當時飛行高度低（約 50 公尺），以致主懸翼轉速在落地前未降至 $90\pm3\%$ 以下；另依據 2.2.4 主懸翼撞地時轉速分析，該機墜地時主懸翼轉速可能仍具有相當的旋轉速度，是故該警示燈並未亮起，燈絲未發生捲曲現象。

2.5 飛機油箱

2.5.1 油箱設計

依據圖 1.18.1-1 顯示該機洩水閥裝置於油箱底部中間位置，但是該機在地面時因為機身流線之設計，使機腹成一前低後高傾斜角度，前增壓泵、洩水閥及後增壓泵與水平線夾角各為 0° 、 2.2° 及 5.2° （詳圖 2.5-1），最低位置在油箱之最前端，因此油箱積水不但無法完全排除，尚可能有相當容量的水會留存油箱中，計算如下：

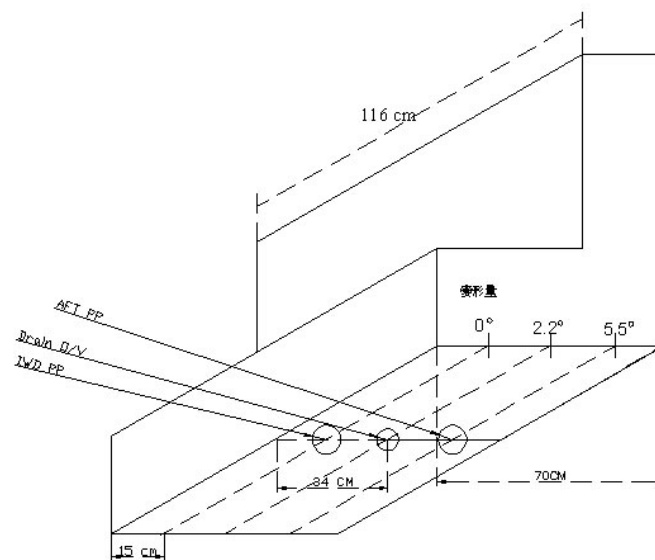


圖 2.5-1 油箱外型

飛機油箱會因為裝置的原因而有所變形，根據現場量測的結果，油箱最前端至前增壓泵的變形量為零度，長度為 15 公分；前增壓泵至洩水閥的變形量為 2.2° ，長度為 19 公分；洩水閥至後增壓泵的

變形量為 5.2 度，因此發現該油箱以前增壓泵為起點開始有弧形的外形變化，以圖 2.5-2 說明如下：

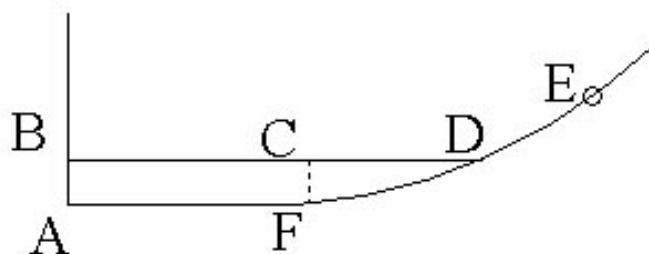


圖 2.5-2 油箱底部變形示意圖

圖 2.5-2 A 點表示油箱底部最前端，F 點表示前增壓泵底部中心，D 點表示洩水閥底部中心，由 D 點劃線 BD 平行於 AF，則 ABDF 即為油箱無法排除的積水區域，由 F 點劃 BD 之垂線 CF，則 ABCF 為長方形，CDF 為扇形，其扇形面積計算如下：

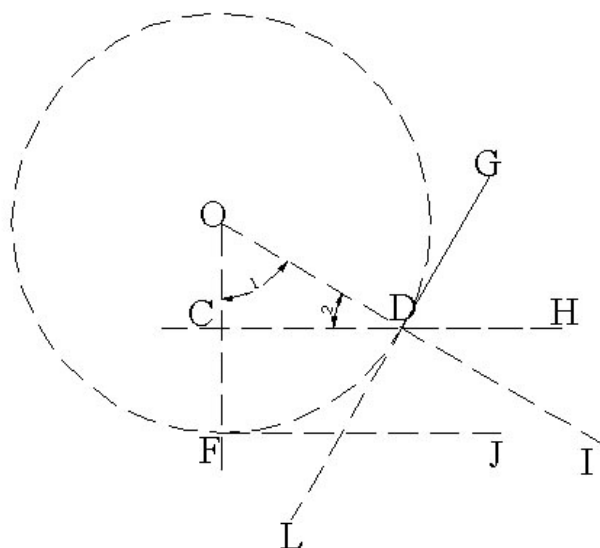


圖 2.5-3 油箱底部扇形部分示意圖

將圖 2.5-2 扇形部分放大如圖 2.5-3，計算結果如下：

$$\angle 1 + \angle 2 = 90^\circ; \angle 1 = \angle CDL = \angle GDH = 2.2^\circ ,$$

$\overline{OF} = R = \text{油箱變形曲率半徑}$ ，弧長 $DF = 19 \text{ (cm)} = R \times \angle 1$ ， $R \approx 494.83(\text{cm})$ ，

令 $\overline{CF} = h$ 則 $h = R \times (1 - \cos \angle 1) = 0.36(\text{cm})$ ；油箱因弧形而無法經由洩水閥

排出的液體體積為：

$$\left[\pi R^2 \times \frac{\theta}{2\pi} - \frac{1}{2} (R \cos \angle 1 \times R \sin \angle 1) \right] \times (\text{油箱寬}(116\text{cm})) + 116 \times 15 \times 0.36 = 1162.2 \text{ (cm}^3\text{)}$$

經過上列計算得知該飛機油箱於實際操作時可能有約 1162.2 cm^3 (0.307 加侖) 的水會積存在油箱內部無法完全排除 (兩只燃油泵及洩水閥體積未扣除)。Bell 公司因此對該型機油箱進行測試，結果發現確實有 0.192 加侖 (1.162 公升) 的燃油無法經由洩水閥排出而留存在油箱內。該公司說明文件之 Appendix 3 記載，該機燃油泵無法吸取之最低油量但可經由洩水閥排除者為 0.216 加侖，無法經由洩水閥排除之燃油量為 0.192 加侖，也就是該機燃油泵最低吸口以下約有 0.408 加侖 (1.5444 公升) 容積，無法經由洩水閥排除之燃油量約為該容積之 47%。又該容積之底面積約為 34 公分 $\times$ 116 公分=3944 公分²，因此液面高度約為 3.9 公分，其中燃油約為 2.1 公分，無法排除之容積約為 1.8 公分，此液面在飛行時之搖擺及震動即有可能將下層的水經由燃油泵抽吸至發動機內。

油箱內空氣之水分遭遇早晚溫差及飛行於不同高度之溫度變化

時會產生凝結水沉積於油箱底部，如果於油箱最低位置（亦即油箱最前端）裝置洩水閥，則油箱中沉澱之水分將可完全排出。該機洩水閥位於油箱中間位置，因飛機外型流線變化之故使其高於油箱前端底部，以致該部份之積水無法排出，使得有約 0.192 加侖的水積存油箱中，這情形使該航機油箱對於運作中所產生的凝結水降低緩衝之包容作用，只要後續一有凝結水產生可能就會被燃油系統抽吸使用，如果洩水設計可排淨油箱凝水，將使油箱容納凝結水的餘裕度增加，或許可避免類似事件發生。

該型機認證文件明訂該機於地面水平姿態時，必須於燃油箱最低位置設置污油櫃及洩水閥，以利收集燃油中沉澱雜質並將其排出機外；亦規定燃油系統需要在最低位置安裝洩水裝置，以利系統零件中之液體排除盡淨；但從上述分析得知該機洩水閥並未置於油箱最低位置，顯然與其認證需求條件不符。

2.6 地面作業

2.6.1 飛機油箱洩水作業

飛行檢查手冊及飛行前檢查表之內容依據原廠手冊僅列具洩水步驟，未有燃油含水鑑定之施行方法及步驟。依據訪談資料，航、機務人員施行油箱洩水作業時是依據天氣情況及個人判斷作為洩水時

間長短之設定，然而各人對天氣所作判斷不同以致洩水時間長短不一，因此油箱內是否仍殘存水分實有確認必要，但是航、機務人員無此認知而未執行燃油含水鑑定作業，以致油箱積水情形不明。航、機務人員接受該機型訓練時有燃油箱洩水作業項目，對燃油洩水步驟有作說明，但對油箱燃油含水則未提供有效之鑑定方法。

該機當日於油車加油後約 4 分鐘發動機熄火，但從 0701 發動機啟動至 0840 飛機落地油車加油前，已運轉達 99 分鐘而未熄火，由此研判駕駛員及機工長於飛機起飛前實施油箱洩水雖然未執行燃油含水確認，但是該機於油車加油前油箱內並無嚴重積水情形，故飛機未發生異常狀況。

2.6.2 油車油槽洩水作業

依據訪談資料，儲油車缺乏監督與管理；缺燃油管制紀錄，例如加油紀錄、耗油紀錄、維護紀錄、操作說明等。凌天航空公司對油槽洩水及燃油含水則未提供有效鑑定方法。

依據訪談資料，該油車從加滿油到作業前已靜置了兩天三夜，因此在此當日驅車之前應執行燃油洩水作業，可是依據證詞當日燃油放水作業係於油車抵達臨時作業區後實施；作業人員未把握適當機會在開車前洩水，而是經過一路顛簸，到達臨時作業區時油、水已經混合，

此時實施洩水作業效果有限。

依據訪談資料，對於油車放水作業情形各受訪人員之間說辭諸多矛盾，及油車油槽內疑似水液沉澱和燃油含水百分比高達 99.9 % 之事實，研判當日油車未有效執行放水作業。

2.7 監理機制

2.7.1 裝備設施

依據訪談資料顯示，儲油槽之規格與使用方法未設置審核標準，以致油槽底部無坡度之集水設計、加油管與漏水管位置同高亦無立管（stand pipe）設計，致使燃油品質污染可能增加；該裝備之使用無操作說明、油料使用紀錄、裝備保養紀錄等，致使操作人員無所依循。

2.7.2 工單

該項飛機油箱洩水作業工單只有洩水步驟，未提及燃油含水之鑑定方法及步驟，造成作業人員忽視燃油含水問題，潛伏危機。

該項地面裝備（儲油車）因缺工單（或保養紀錄），以致乏人照料，每日洩水、燃油含水鑑定、油量添加及消耗紀錄等，失去於事前發現異常而將失事消弭於無形之機會。

2.8 生還因素

救難人員救援時發現前座駕駛員有繫縛安全帶，顏面多處遭受正面撞擊傷害；救援後座水槍操作員則未發現其有繫縛安全帶；因此研判可能飛機墜地時慣性使後座人員向前衝出撞斷隔框與椅背，撲跌在前座人員背上，前座人員同時承受兩人之慣性撞擊，且座位前方儀表板及操控桿對其肢體造成多處傷害；兩人撞擠後又遭飛機變形結構上下夾擊，座艙空間瞬時變小壓迫駕駛座上堆擠之人體，致使雙人胸腔肋骨斷折插入心臟而亡；當時如果後座人員有繫縛安全帶，將不致因慣性而發生擠壓之情況，或許可減輕傷害。

3. 結論

3.1 與可能肇因有關之調查結果

1. 該機於臨時作業區，第四次飛航中發動機聲音異常疑似熄火，越過民宅後左轉下降，撞及電纜後解體墜毀。
2. 大量水液侵入該機燃油系統末端，蒐得液體經化驗證明含水量達 96~98 %。
3. 另以 250C-30 型發動機（該肇事飛機之發動機為 250C-20 型）實機測試結果，燃油含水達 30~50 %時即會導致發動機熄火。
4. 該型發動機操作及修護手冊有提示「燃油遭到水或其他污染將導致熄火或動力喪失」。
5. 化驗證明油車油槽底部之燃油含水高達 99.9 %，判斷當日油車未有效執行洩水作業。
6. 該機發動機於啟動後 99 分鐘內運轉正常，於第一次加油 4 分鐘後失事墜毀。
7. 「發動機熄火警示燈」之燈絲捲曲現象，顯示失事當時該機發動機可能失去動力。
8. 該機於迫降時，可能因動力消失且無足夠安全高度，致尾桁

勾撞電纜後解體墜毀。

3.2 與風險有關之調查結果：

1. 凌天之航務與機務人員曾接受該型機油箱洩水作業訓練，但訓練未包含燃油含水鑑定方法。
2. 航務與機務人員之油箱洩水作業係依賴個人判斷執行，未對燃油是否仍殘存水分進行確認。
3. 飛行檢查手冊及飛行前檢查表僅列洩水項目，缺乏燃油含水之鑑定方法。
4. 民航主管機關與凌天未設置油車儲油槽規格及使用之審核標準與操作說明。缺乏燃油使用及裝備保養紀錄，使操作人員無所依循。
5. 該機洩水閥裝置不在油箱底部，積水無法完全排除，而且與其機型認證需求條件不符。
6. 後座人員未繫安全帶，致因慣性而發生擠壓造成嚴重傷害。

3.3 其他調查結果：

1. 駕駛員乙持有商用駕駛員合格有效之各類證照。

2. 該機適航證書有效，載重平衡在限制內，無異常維護紀錄。
3. 失事當時，組員操作符合機型證書及飛行手冊中「飛行組員最少可由一位駕駛員組成，該員應在右駕駛座操作直昇機」規定。
4. 該次礙掃作業符合飛行前準備及凌天「航空礙掃標準作業程序」、「206B-3 直昇機清洗礙子標準操作程序」等規定。
5. 該機除因勾撞電纜墜地造成結構損壞外，無異常情況。
6. 該機與電纜勾撞時，機身縱軸可能為 354° 磁航向，橫軸為左坡 67.5° 。該機撞擊地面時，墜落航跡可能為 153° 磁航向，機身縱軸與地面維持約 45° 夾角，飛行軌跡與地面夾角約為 40° 。
7. 「主旋翼低轉速警示燈」燈絲未發生捲曲現象，主旋翼撞擊地面折斷並造成地面坑洞，顯示當時主旋翼可能仍具相當高轉速。
8. 「燃油泵低壓警示燈」之燈絲捲曲現象，顯示該機撞擊電纜墜落時，可能係因機身姿態變化造成燃油聚集油箱前端或角落，使增壓泵吸不到燃油所致。

此頁空白

4. 飛安改善建議

4.1 失事調查期中飛安通告

通報日期：中華民國九十年九月二十七日星期四

事故情形：民國九十年九月三日，某航空公司 BELL 206B-3 型直昇機於前往作業地點途中墜毀失事。

通報事項：

- 一、飛航駕駛員及機務員對飛機燃油箱內水分洩放及燃油含水確認方式須有標準作業程序並確實執行。
- 二、使用地面加油裝備將燃油加入飛機油箱前，須有水分洩放及燃油含水確認之標準作業程序並確實執行。

4.2 失事調查終結改善建議

一、致凌天航空公司

1. 制定「油車儲油槽洩水」及「燃油含水鑑定」標準作業程序。
(ASR-02-07-001)
2. 落實駕駛員、機務員對「燃油含水鑑定」之訓練。
(ASR-02-07-002)

3. 增訂飛機、油車「燃油含水鑑定」工單項目及步驟。

(ASR-02-07-003)

4. 確實要求乘員繫縛安全帶。(ASR-02-07-004)

二、致民用航空局

1. 加強民航業者地面裝備管理及使用之審核與督導。

(ASR-02-07-005)

2. 加強督導駕駛員、機務員執行「燃油含水鑑定」作業。

(ASR-02-07-006)

3. 加強督導乘員安全。(ASR-02-07-007)

三、致 BELL 直昇機製造廠

1. 重新評估該型機燃油箱洩水閥之設計。(ASR-02-07-008)

4.3 凌天航空公司已完成之飛安改善措施

凌天航空公司對 B31135 失事事件，目前已完成之飛安改善措施

如下：

1. 重新設計製作油車儲油槽兩具，有效提升油箱洩水檢查功能。

2. 完成制定直昇機特種作業飛機與油箱洩水檢查及測試程序。

3. 重新修訂直昇機礙掃標準作業程序並呈報民航局核備。

4. 聘請紐西蘭飛行教師實施礙掃作業學、術科訓練提升作業水準。

此頁空白

附錄 1-飛航計畫書

FROM PCSS FIS (02)87702235		09.03.2001 11:54		P. 1	
中華民國交通部民用航空局飛航服務總台 ANWS, CAA, MOC, REPUBLIC OF CHINA. 飛航計畫書 ANWS COPY FLIGHT PLAN 編號: 1P61					
優先次序 PRIORITY FF		收報單位 ADDRESSEE(S)			
發付時間 FILING TIME 02/22/01		發報單位 ORIGINATOR SEA 2 2001			
飛航單位 (或) 收報單位之特殊名稱 SPECIFIC IDENTIFICATION OF ADDRESSEE(S) AND/OR ORIGINATOR					
消息類別 MESSAGE TYPE FPL		航空器識別 AIRCRAFT IDENTIFICATION B-31135		飛航規則 FLIGHT RULES V	
航空器編號 AIRCRAFT NUMBER 01		航空器型號 TYPE OF AIRCRAFT B-06		飛航類別 TYPE OF FLIGHT X	
起飛機場 DEPARTURE AERODROME RCLG		預計起飛時間 TIME 2300		機體製造類別 WAKE TURBULENCE CAT 1	
巡航速度 CRUISING SPEED N0090		高度 LEVEL VER		設備 EQUIPMENT V/C	
航路 ROUTE DCT					
目的地機場 DESTINATION AERODROME RCLG		預計航程時間 TOTAL EST 0200		第二機場 2nd ALTN AERODROME RCMD	
其他備註 OTHER INFORMATION OPR/ EPA (04) 24250383 RMK/ Wash Insulator					
油料耐燃時間 ENDURANCE E/ 0330					
機上人員總數 PERSONS ON BOARD P/ 003					
救生裝備 SURVIVAL EQUIPMENT POLAR DESERT MARITIME JUNGLE G P B M J		緊急無線電設備 EMERGENCY RADIO HF U V E J L F U V			
救生艇 DINGHIES NUMBER CAPACITY COVER COLOUR D 1 C 1					
航空器顏色及標誌 AIRCRAFT COLOUR AND MARKINGS A/ W/R					
備註 REMARKS N/					
機長 PILOT-IN-COMMAND C/ 孫山南					
飛航員簽名 PILOT SIGNATURE 胡星伍		值勤人員簽名 SIGNATURE OF DUTY OFFICER CM			

87. 4. 1x2x50x1,500 年 (編)

此頁空白

附錄 2-台中機場管制台錄音抄件

I HEREBY CERTIFY THAT THE FOLLOWING IS A TRUE TRANSCRIPTION
OF THE RECORDED CONVERSATIONS PERTAINING TO THE SUBJECT
INCIDENT.

NAME: 林 昌 富

TITLE: 台中機場管制台 台長

TRANSCRIPT OF COMMUNICATION BETWEEN bravo 31135 / Lg Tower

ON September 3rd, 2001

BY FREQUENCY 118.5

07H01'40" L	P: 台中塔台 早安 bravo 31135
	A: bravo 31135 台中塔台 早 請講
	P: bravo 31135 么三 bay 請求開車
	A: bravo 31135 請問計劃
	P: 本場起飛後 至東空域 太平 實施台電活線礙掃 高度保持一百呎
	A: bravo 31135 請再講 您的 您到東空域之後呢
	P: 今天實施台電活線礙掃 實施地區太平 高度一百呎
	A: bravo 31135 roger 許可開車 使用三六跑道 高度表么洞洞六
	P: roger 高度表么洞洞六 許可開車
07H03'20" L	A: follow 台中 一個目視計劃
	F/F: 喂
	A: bravo 31135 高度一百呎 到太平 洗台電礙子
	F/F: 太平 bravo 31135 一百呎 給他 code 洞六三五
	A: 好
	A: bravo 31135 squawk 洞六三五
	A: bravo 31135 塔台
07H07'40" L	P: bravo 31135 ready 請求滑出
	A: bravo 31135 許可滑出 經由三號滑行道 跑道外稍待 第二架離場
	P: roger 第二架離場 跑道外稍待

I HEREBY CERTIFY THAT THE FOLLOWING IS A TRUE TRANSCRIPTION
OF THE RECORDED CONVERSATIONS PERTAINING TO THE SUBJECT
INCIDENT.

NAME: 林 昌 富

TITLE: 台中機場管制台 台長

TRANSCRIPT OF COMMUNICATION BETWEEN bravo 31135 / I.g Tower

ON September 3rd, 2001

BY FREQUENCY 118.5

07H08'10" L	A: bravo 31135 請掛 squawk 洞六三五
	P: Roger squawk 洞六三五.
07H11'10" L	A: follow bravo 31135 起飛么三
	F/F: 好
	A: 好
07H11'30" L	A: bravo 31135 進跑道等待
	P: roger bravo 31135
	A: bravo 31135 三六跑道 地面風 兩九洞 三湮 離場後保持目視 向東脫離 許可起飛
	P: 許可起飛 bravo 31135
07H12'40" L	P: 台中守望 台中塔台 bravo 31135 右轉脫離 守望聯絡 謝謝
	A: bravo 31135 roger 請換守望聯絡 再見

附錄 3-台中進場台管制錄音抄件

90-09-03 11:11 AM

TXB APP

886 4 6150117

H 2/ 2

台中近場台管制錄音抄件

00:23:50 P = 守望, B31135 現在時間起飛

C = B31135, Roger, 請問預計留空時間

P = 預計每次留空時間 15 至 20 分鐘
落地時跟教官報告

C = B31135, Roger

00:39:17 P = B31135 現在時間準備落地

C = B31135, Roger, 起飛報告

註明: P 表示 pilot
C 表示 controller

此頁空白

附錄 4-燃油噴嘴測試報告

WORK PROCEDURES SHEET						PREPARED BY F.L. Yang	REVIEWED BY C.S. Wu
AREA/PHASE/SHOP ACCY		TITLE Bench Test-Fuel Nozzle				REVISION LETTER Original	
		P/N: 5233333, 6890917				DATE 7-17-2001	
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP
			Reference: Allison Engine Models 250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20S, -C20W Turboshaft Overhaul Manual, Publication NO. 10W3 Third Edition, Revision 6, Date: July 15, 1997 Is the manual used current? Yes ☐ No ☐				
1.	ACCY		Identify the part number and serial number. P/N: 6890917 S/N: A679773				
2.	CLNG		CLEANING				
	ACCY		1. Clean exterior surface of fuel nozzle with drycleaning solvent P-D-680. 2. Fuel nozzle spray tip: Use light pressure with soft cloth and petroleum solvent. Use carbon solvent if necessary . NOTE: Flow a sufficient amount of fuel through the spray tip during cleaning to prevent entry of carbon particles into the spray tip.				
3.	ACCY		TEST				
			Test the fuel nozzle as per paragraph 6-167 of Reference. 1. Flow check and spray angle: For spray angle, measure the included spray angle at a radius three inches from the nozzle tip. The requirements are specified in the following table. NOTE: The spray angle is a nonadjustable design feature. Absolute angle measurements are not necessary. Symmetry of the cone is of prime importance.				

Inlet Pressure (psig)	Flow Service Limits			Included Spray Angle	
	Min. lb/hr	Max. lb/hr	Actual lb/hr	Limit degrees	Actual degrees
60	23.0	30.0	23.3	70~110	105
125	50.0	70.0	50.5	60~100	74
200	138.0	178.0	148	65~105	95
400	265.0	305.0	278	74~114	105

MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY
THJ-67						1 of 4

FORM 4834310 (JUN 60) TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. ACCY0033-1

WORK PROCEDURES SHEET

ARFA/PHASE/SHOP			TITLE Bench Test-Fuel Nozzle			PREPARED BY F.L. Yang		REVIEWED BY C.S. Wu	
ACCY			P/N: 5233333, 6890917			REVISION LETTER Original		DATE 7-17-2001	
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION			DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP
			2. Hysteresis: Start check at 400 psig and check hysteresis at 200 psig and 125 psig with decreasing pressure. The flow value obtained shall be within 10% of the flow value obtained at the same point on the flow check of step 1 above. Inlet pressure 400 psig, flow value: _____ lb/hr Inlet pressure 200 psig, flow value: _____ lb/hr Inlet pressure 125 psig, flow value: _____ lb/hr 3. Flow pattern: Visually check the fuel nozzle for flow pattern. Refer to Figure 6-47 as a guide. 4. Piston assembly test: Check leakage and operation of the piston by increasing the inlet pressure to 40 psig. A flow of at least 10 lb/hr indicates proper piston action. Actual flow: _____ 5. Nozzle pressure test: Apply 600 psig to the nozzle inlet for 30 - 60 seconds. There shall be no leakage from any part of the nozzle. Actual condition: _____						
4.	ACCY		Final inspection and tagging.						

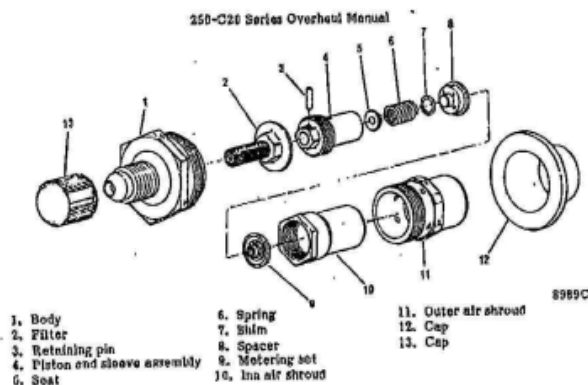


Figure 6-45. Fuel Nozzle Disassembly

MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 2 of 4
TH-67						CODE ACCY0033

FORM 4834310 (JUN 89)

TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE > 37

附錄 5-燃油控制器測試報告

WORK PROCEDURES SHEET											
ACCY					TITLE REPAIR-MODEL DP-N2 TURBINE ENGINE MAIN FUEL CONTROL, P/N: 2524644-		PREPARED BY F.L. Yang		REVIEWED BY C.S. Wu		
ITEM NO.					ASSIGNED TO		REF DATA PARA/STEP		DESCRIPTION		
DONE BY					ACCEPTED BY		INSP BY		CUSTOMER INSP		
SERVICE LIMITS											
TEST [SPEED] [SUPP] [ANGLE] [PC] [NOZZLE FLOW] [PHR] [P1-P2] [PC-PY] [PC-PX] [POINT] [RPM] [PHR] [DEG.] [PSIA] [MIN] [RCD] [MAX] [HG] [HG] [HG] 1.000 CUTOFF LEAKAGE AND THROTTLE TORQUE .020 2 3 4 1 0 0 AR 0 LOCAL 0 6 1CC/MIN. SET 50 PSIG P1 INLET PRESSURE. .030 0 0 0-WO-0 LOCAL THROTTLE TORQUE 22 15 POUND-INCHES MAXIMUM. 2.000 RELIEF VALVE OPENING AND RELIEF VALVE CAPACITY .010 1 4 2 3 0 100-175 WO 100 RELIEF VALVE OPENING. P1-PO MIN. 630 200 PSI .020 0 1350 WO 100 RELIEF VALVE CAPACITY. P1-PO 870 900 PSI MAX. 3.000 START DERICHMENT [PC-PA] [PC-PY INCHES HG] [IN.HG.] [MIN] [RCD] [MAX] .010 1 2 3 4 0 0 0 MAX 5.2 1.8 MUST BE ADJUSTABLE TO PC-PY OF 1.3-1.8 .020 0 0 0 MAX 6.5 0.0 0.7 5.000 MINIMUM FLOW 3 4 1 2 (REMOVE PY LINE) .010 2500 560 21-30 27 24.0 28 28.0 44 ATM. 3.1 (START DERICHMENT UNIT BLANKED OFF)											
Service Limits (Sheet 1 of 5) Figure 1303											
MODEL/TYPE		SERIAL NO.		PROD/WORK ORDER NO.		DATE ISSUED		DATE COMPLETED		STATION TNN	
										PAGE/REVIEWED BY 25 of 35	
										CODE ACCY0018-1	
FORM 4534310 (JUN. 89)		TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE.									

WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/STEP		TITLE		PREPARED BY	REVIEWED BY
ACCY		REPAIR-MODEL DP-N2 TURBINE ENGINE MAIN FUEL CONTROL, P/N: 2524644-		F.J. Yang	C.S. Wu
ITEM NO.		ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY
					ACCEPTED BY
					INSP BY
					CUSTOMER INSP

FUEL [THROT]
 TEST [SPEED] [SUPP] [ANGLE] [PC] [NOZZLE FLOW PHR] [P1-P2] [PC-PY] [PC-PX]
 POINT] [RPM] [PHR] [DEG.] [PSIA] [MIN] [RCD] [MAX] ["HG] ["HG] ["HG]

6.000 SPEED ENRICHMENT SETTING

RECORD ACCEL SCHEDULE ADJUSTER POSITION FROM THE CCW STOP 0 8 8 CLICKS
 RE-POSITION THE ADJUSTER TO 3 CLICKS FROM THE CCW STOP 3

.010	2400	550	MAX	31	72.5	73	168.5	40	10
.020	2700	875	MAX	37	85.0	84.5	103.0	42	2.0
.030	3100	750	MAX	47	122.5	123	141.5	40	8.5
.040	3400	8500	MAX	57.5	164.5	170	186.5	40	14.7
.050	3700	900	MAX	70	210.0	214.5	231.0	38	19.8
.060	4000	950	MAX	84	252.5	255	274.5	35	21.8

7.000 METERING VALVE MAXIMUM STOP ADJUSTMENT

.010	4200	1150	MAX	100	240	241	250	40	2	78.8	LOW MAX FLOW SETTING
.020	4200	1150	MAX	100	279	286	286	40	2	78.8	P2 45 PSI MUST MEET LIMITS OF PARA 8-2

8.000 METERING VALVE HYSTERESIS CHECK

.010	3400*	850	MAX	57.5*	-6.0	73	+8.0	38	14.7	HYST DIFF FROM TPT 6.040
.020	3100*	750	MAX	47.0*	-6.0	73.5	+8.0	38	8	HYST DIFF FROM TPT 6.030

Service Limits (Sheet 2)
 Figure 1303

MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/REVIEWED BY 26 of 35
						CODE ACCY0018-1

FORM 4834310 (JUN. 89) TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. > 3

WORK PROCEDURES SHEET

AIRCRAFT/SHIP				TITLE		PREPARED BY F.L. Yang		REVIEWED BY C.S. Wu	
ACCY				REPAIR-MODEL DP-N2 TURBINE ENGINE MAIN FUEL CONTROL, P/N: 2524644-		REVISION LETTER Original		DATE 12-1-2006	
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION			DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP

TEST	SPEED	SUPP	ANGLE	PC	NOZZLE	FLOW	PHR	P1-P2	PC-PX	PC												
POINT	RPM	PHR	DEG.	PSIA	MIN	RCD	MAX	"HG	"HG	"HG												
9.000 MAXIMUM GOVERNOR SPRING SETTING (SET PR-PA AT 1.0 INCH HG FOR PARAGRAPH 9.000) <i>Due to worn out</i> <table border="1"> <tr> <td>4-6</td> <td>3-5</td> <td>1</td> <td>2</td> <td colspan="7"></td> </tr> </table>											4-6	3-5	1	2								
4-6	3-5	1	2																			
.010	1100	MAX	81	225	245	1240	<table border="1"> <tr> <td>40</td> <td>4.0</td> <td>20.7</td> </tr> <tr> <td>40</td> <td>4.0</td> <td>20.7</td> </tr> <tr> <td>41</td> <td>4.0</td> <td>20.7</td> </tr> <tr> <td>42</td> <td>4.0</td> <td>20.7</td> </tr> </table>				40	4.0	20.7	40	4.0	20.7	41	4.0	20.7	42	4.0	20.7
40	4.0	20.7																				
40	4.0	20.7																				
41	4.0	20.7																				
42	4.0	20.7																				
.020	1100	80	81	200	(MUST BE ADJUSTABLE TO 4420-4475)																	
.030	1100	MAX	81	160	Fuel Flow 236 ADJ setting																	
.040	1100	80	81	(MUST BE WITHIN 80-155 RPM OF POINT 9.020)																		
.050	1100	*	81	SAME	236	IAS	<table border="1"> <tr> <td>40</td> <td>4.0</td> <td>20.7</td> </tr> </table>				40	4.0	20.7									
40	4.0	20.7																				
10.000 IDLE SPEED STOP SETTING AND CAM PICKUP ANGLE <i>Test Cell Aired</i> <table border="1"> <tr> <td>4-6</td> <td>3-5</td> <td>1</td> <td>2</td> <td colspan="7"></td> </tr> </table>											4-6	3-5	1	2								
4-6	3-5	1	2																			
.010	680	21-30	31	55	72	58	(MUST BE ADJUSTABLE TO 2620-2640 RPM)															
INCREASE THROTTLE ANGLE UNTIL 4 PHR MAXIMUM FUEL FLOW FROM 10.010 IS OBSERVED (THROTTLE ANGLE AT 4 PHR INCREASE IS PICKUP ANGLE)																						
.020	680	31	X1	X	<table border="1"> <tr> <td>30</td> <td>2.0</td> <td>15.0</td> </tr> </table>						30	2.0	15.0									
30	2.0	15.0																				
RECORD CAM PICKUP ANGLE 32-41 DEG WITH IDLE SPEED ADJUSTED TO 2620-2640.																						
.030	680	15	31	-4	10	+4	FLOW TO BE WITHIN 4 PHR OF TPT 10.010.															
.040	680	30	31	X1	10	X																
.050	680	30	31	SAME	IAS	HYST WITHIN 63 RPM OF RECORDED RPM AT TPT 10.010.																
11.000 W/F/PC MINIMUM FLOW <table border="1"> <tr> <td>3</td> <td>4</td> <td>1</td> <td>2</td> <td colspan="7"></td> </tr> </table>											3	4	1	2								
3	4	1	2																			
.010	4000*	1150	21-30	60*	89	180	<table border="1"> <tr> <td>30</td> <td>2.0</td> <td>15.0</td> </tr> </table>				30	2.0	15.0									
30	2.0	15.0																				
.020	3000*	850	21-30	36*	43	157	<table border="1"> <tr> <td>30</td> <td>2.0</td> <td>15.0</td> </tr> </table>				30	2.0	15.0									
30	2.0	15.0																				

Service Limits (Sheet 3)
Figure 1303

MODEL TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 27 of 35
						CODE ACCY0018-
FORM 4834310 (JUN. 89)						
TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. > ...						

WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP		TITLE		PREPARED BY	REVIEWED BY
ACCY		REPAIR-MODEL DP-N2 TURBINE ENGINE MAIN FUEL CONTROL, P/N: 2524644-		F.L. Yang	C.S. Wu
ITEM NO.		ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY

TEST POINT	SPEED RPM	SUPP PHR	ANGLE DEG	PC PSIA	NOZZLE FLOW MIN	PHR	P1-P2 RCD	PC-PY MAX	PC-PX "HG
12.000 ACCELERATION CURVE (START DERICHMENT UNIT BLANKED OFF AT TPTS 12.010, 12.020 AND 12.030)									
.010	600	72	30	14.7	31.5	38	3.6	3.6	3.6
.020	1000	200	30	17.0	30	48	3.6	3.6	3.6
.030	1700	300	30	22.0	48	64	3.6	3.6	3.6
.040	2400	550	30	31.0	73	X	3.6	3.6	3.6
.050	1700	300	30	22.0	-8.0	+8.0	3.6	3.6	3.6
.060	2400	550	MAX	14.7	31.5	39.0	3.6	3.6	3.6
HYST DIFF FROM TPT 12.030.									
13.000 START - ACCEL SCHEDULE ADJUSTER CHECK									
.010	1700	300	30	22.0	X	3.6	3.6	3.6	3.6
.020	1700	300	30	22.0	+5.0	+11.0	3.6	3.6	3.6
.030	1700	300	30	22.0	X	3.6	3.6	3.6	3.6
.040	1700	300	30	22.0	-8.0	-2.0	3.6	3.6	3.6
.050	1700	300	30	22.0	48	64	3.6	3.6	3.6
14.000 PR-PG VALVE (SET 10 PSIG AHEAD OF A #80 P/N 302502 BLEED FOR PARAGRAPH 14.000)									
.010	0	0	3.0	LOCAL	RETARD THROTTLE TO OBTAIN 20 INCHES KEROSENE DROP.				
.020	0	0	MAX	LOCAL	THROTTLE ANGLE MUST BE 37-41 DEGREES.				
.030	0	0	MAX	LOCAL	PR LEAKAGE 0 14.0 INCHES KEROSENE.				
.040	0	0	30	LOCAL	PG LEAKAGE (PR PORT PLUGGED) 0 17.0 INCHES KEROSENE.				
					PR TO PG FLOW 30.6 16.3 INCHES HG MINIMUM.				

Service Limits (Sheet 4)
Figure 1303

MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/REVIEWED BY
						28 of 35
FORM 4834310 (JUN. 89)						CODE ACCY0018-1
TO ORDFR, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. 7"						

WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP			TITLE			PREPARED BY	REVIEWED BY		
ACCY			REPAIR-MODEL DP-N2 TURBINE ENGINE MAIN FUEL CONTROL, P/N: 2524644-			F.L. Yang	C.S. Wu		
ITEM NO			ASSIGNED TO			REVISION LETTER			
REF DATA			DESCRIPTION			DATE			
PARAM/STEP			DONE BY			12-1-2000			
			ACCEPTED BY			CUSTOMER INSP			

TEST | SPEED | SUPP | ANGLE | PC | NOZZLE FLOW PHR | P1-P2 | PR-PA | PC-PX |
POINT | RPM | PHR | DEG. | PSIA | MIN | RCD | MAX | "HG | "HG | "HG |

16.000 GOVERNOR RESET CHECK

	3	4	1	2														
.010	3880	900	MAX	83	153	157	157	X	157	X								
.020	2875	550	MAX	32	57	59	59	X	12.8	X								
.030	3660	900	MAX	83	SAME	157	IAS	-0.8	±0	+0.8								

TPT 15.010. HYST DIFF FROM TPT 15.010.

17.000 EXTERNAL LEAKAGE CHECK

.010 SET P1 PRESSURE AT 900 PSIG.
.020 OBSERVE FOR LEAKAGE, NONE PERMITTED. OK OK REJ.
.030 INSTALL BELLOWS RATIO LEVER COVER AND O-RING.

18.000 PNEUMATIC LEAK TEST

.010 SET DRIVE SPEED TO 0 RPM.
.020 CAP PY FITTING.
.030 APPLY 100 PSIA PC PRESSURE.
.040 USE LEAK TEST SOLUTION TO CHECK FOR IMMEDIATE LEAKAGE IN THE FOLLOWING AREAS:
BELLOWS PX RATIO COVER-TORQUE TUBE BEARING COVER-PC FILTER FITTING-PY FILTER FITTING.
OK OK REJ

Service Limits (Sheet 5)
Figure 1303

MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY
						29 of 35
FORM 4834310 (JUN. 89)						CODE ACCY0018-1
TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. > 11 11						

此頁空白

附錄 6-調速器測試報告

HONEYWELL COMPONENT MAINTENANCE MANUAL WITH IPL MODEL AL-AA1 POWER TURBINE GOVERNOR PN 2524667

Honeywell				TEST SPECIFICATION				SOUTH BEND, IN USA			
ENGINE SYSTEMS & ACCESSORIES				FURNISHED UNDER CONTRACT NO.							
CAGE CODE NO:	06848	SERIAL NO:	10143	MODEL:	AL-AA1	TEST SPEC NO:	TS 11630				
BENCH NO:		PARTS LIST:	2524667-12	TEST SPEC TYPE:	PRODUCTION	LATEST REV:	-02				
OPERATOR NO:		TEST DATE:	01-03-15	REV DATE:	01-03-15	PAGE NO:	1 OF 2				
DATE RELEASED:	86-12-10										

TEST POINT	PC PSIA	PR-PG INCHES HG	SPEED RPM		PR-PA INCHES HG	PC-PY INCHES HG	TORQUE POUND INCHES	
			MIN	MAX			MIN	MAX
GENERAL TEST CONDITIONS UNLESS OTHERWISE SPECIFIED THE FOLLOWING CONDITIONS SHALL BE ESTABLISHED AND MAINTAINED.								
GENERAL PROCEDURES								
A.	THROTTLE ANGLE							
B.	DRIVE ROTATION							
C.	SET PR-PG WITHIN 0.1 OF VALUE SPECIFIED.							
D.	USE THE 25501688 ADAPTER FOR OVERSPEED CALIBRATION TO PC-PY LIMITS.							
1.010	ATMOSPHERE							
SET THROTTLE TO MAXIMUM POSITION.								
2.030	130	0.1	0.1	3000				
0.040	75	0.1						
3.010	93	1.2	4500	4570				
0.020	93		4920	5220				
ADJUST MAXIMUM THROTTLE STOP SCREW, IF REQUIRED, TO MEET LIMITS.								
RPM DIFF FROM TPT 3.020 SET 64								
TRAVEL FROM MAXIMUM STOP 67 DEG.								
4.010	SET SPEED TO 4200-RPM AND RETARD THROTTLE FROM THE MAXIMUM STOP TO OBTAIN PR-PG. LOCK THROTTLE IN THIS POSITION FOR TPT 4.010 THROUGH 4.070.							
84.5	3.15-							
69	3.25-							
0.020	5.85-							
	5.95							

Service Acceptance Test Limits - Parts List 2524667
Figure 103 (Sheet 1 of 2)

73-20-25

Page 2 of 2
Aug 1/01

HONEYWELL
COMPONENT MAINTENANCE MANUAL WITH IPL
MODEL AL-AA1 POWER TURBINE GOVERNOR PN 2524667

Honeywell

TEST SPECIFICATION

ENGINE SYSTEMS & ACCESSORIES		SOUTH BEND, IN, USA	
CAGE CODE NO:	06848	FURNISHED UNDER CONTRACT NO.	AL-AA1
BENCH NO:		MODEL:	10143
OPERATOR NO:		PARTS LIST:	2524667-12
DATE RELEASED:	86-12-10	TEST SPEC TYPE:	PRODUCTION
		REV DATE:	01-03-15
		PAGE NO:	2 OF 2

TEST POINT	PC PSIA		PR-PC INCHES HG		SPEED RPM		PR-PA INCHES HG		PC-PV INCHES HG		TORQUE POUND INCHES	
	MIN	MAX	MIN	MAX	MIN	MAX	MIN	MAX	MIN	MAX	MIN	MAX
4.030	51.5	8.7	4333	4401								
.040	31	11.0										
.050	26	12.5										
.060	84.5	3.15-										
		3.25										
.070	93	1.2										
.080												
.090	51.5	8.7										
5.010	93	1.2										

RPM DIFF FROM TPT 4.030 MUST BE 80

RPM DIFF FROM TPT 4.040

RPM HYSTERESIS OF TPT 4.010

APPROACH SPEED FROM BELOW 4000 RPM

THROTTLE 21 DEGREES FROM TPT 4.010. LOCK THROTTLE IN

REDUCE SPEED BELOW 3000 RPM AND RETARD THROTTLE TO MINIMUM POSITION.

MINIMUM STOP MUST BE 89

ADJUST STOP TO MEET LIMITS, IF REQUIRED.

TRAVEL FROM MAXIMUM STOP

Testing by: A. C. W. J.

Service Acceptance Test Limits - Parts List 2524667
Figure 103 (Sheet 2)

73-20-25

附錄 7-點火系統測試報告

WORK PROCEDURES SHEET								C. S. WU MESTD																							
AREA/PHASE/SHOP				TITLE		PREPARED BY	REVIEWED BY																								
ELEC.				Test Procedures of Ignition Exciter P/N: 49522		Y. C. Chen	C. S. Wu																								
ITEM NO.				ASSIGNED TO		REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTO INS																				
				Reference:																											
				Simmonds Precision Overhaul Manual. Rev.4 Date: 15/Aug./1988 Is the manual used update : ☒ Yes ☐ No <i>X L. Chen</i> Inquire about revision by library : ☐ Yes ☐ No																											
1.	ELEC.	Identify part number and serial number of the unit. P/N: <u>83311-49522</u> S/N: <u>12534</u>				C. Chen 336603 20 Sep '01																									
2.	ELEC.	Test : Subject at page 701 of manual. A. Using a volt-ohmmeter, measure resistance between contact in output receptacle well and exciter case. Reading must be between 800 and 1200 ohms. Actual : <u> </u> ohms B. Measure resistance between input stub (positive) and exciter case (negative). Reading should show significant circuit of approximately 100 ohms or greater. Actual : <u> </u> ohms C. Reverse lead connections. Reading should be infinite. <u> </u> Satisfactory D. Connect a various voltage power source to exciter. Raise the voltage successively to 14, 24 and 29 volts operating for approximately ten seconds at each level. Input current and spark rate must conform to the limits of Table 1.																													
Table 1. Exciter Test Values <table border="1"> <thead> <tr> <th>Input Voltage(DC)</th> <th>Input Current(Amperes)</th> <th>Actual</th> <th>Output Spark Rate(S/P/S)</th> <th>Actual</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>14</td> <td>1.5 (Maximum)</td> <td><u>1.1</u></td> <td>4.0 (Minimum)</td> <td><u>5.7</u></td> </tr> <tr> <td>24</td> <td>1.5 (Maximum)</td> <td><u>1.1</u></td> <td>8.0 (Minimum)</td> <td><u>13.9</u></td> </tr> <tr> <td>29</td> <td>1.5 (Maximum)</td> <td><u>1.2</u></td> <td>20.0(Maximum)</td> <td><u>16.5</u></td> </tr> </tbody> </table>												Input Voltage(DC)	Input Current(Amperes)	Actual	Output Spark Rate(S/P/S)	Actual	14	1.5 (Maximum)	<u>1.1</u>	4.0 (Minimum)	<u>5.7</u>	24	1.5 (Maximum)	<u>1.1</u>	8.0 (Minimum)	<u>13.9</u>	29	1.5 (Maximum)	<u>1.2</u>	20.0(Maximum)	<u>16.5</u>
Input Voltage(DC)	Input Current(Amperes)	Actual	Output Spark Rate(S/P/S)	Actual																											
14	1.5 (Maximum)	<u>1.1</u>	4.0 (Minimum)	<u>5.7</u>																											
24	1.5 (Maximum)	<u>1.1</u>	8.0 (Minimum)	<u>13.9</u>																											
29	1.5 (Maximum)	<u>1.2</u>	20.0(Maximum)	<u>16.5</u>																											
MODEL/TYPE		SERIAL NO.		PROD/WORK ORDER NO.		DATE ISSUED		DATE COMPLETED		STATION																					
<u>83311-49522</u>		<u>12534</u>		<u>C56132-1JL4003</u>		<u>20, Sep. 2001</u>		<u>20 Sep. 2001</u>		TNN																					
FORM 4834310 (JUN. 69)		TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. <u> </u>																													
PAGE/ REVIEWED BY										1 of 2																					
CODE Elec.0186																															

WORK PROCEDURES SHEET

				PREPARED BY Y. C. Chen	REVIEWED BY C. S. Wu			
AREA/PHASE/SHOP ELEC.		TITLE Test Procedures of Ignition Exciter P/N: 49522			REVISION LETTER Original			
					DATE 20 September 2001			
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INS	
			E. After completion of tests, adjust input voltage to attain sparking rate of six sparks per second. ✓ Satisfactory	C. S. Wu 336603 20 Sep 01				
3. ELEC.			Final inspection and tagging.					

MODEL/TYPE 83311-49522	SERIAL NO. 12534	PROD/WORK ORDER NO. C56132-JL4003	DATE ISSUED 20 Sep. 2001	DATE COMPLETED 20 Sep. 2001	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 2 of 2
FORM 4834310 (JUN 89)						CODE Elec.0168

TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. →

附錄 8-發電機測試報告

WORK PROCEDURES SHEET								C. S. WU MESTD	
AREA/PHASE/SHOP				TITLE		PREPARED BY	REVIEWED BY		
ELEC.				REPAIR/OVERHAUL PROCEDURES OF STARTER GENERATOR MOTOR P/N: 206-062-200-117 (MODEL: 23032-048)		Y. C. Chen	C.S.Wu		
ITEM NO.				ASSIGNED TO		REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION		
DONE BY				ACCEPTED BY		INSP BY		CUSTO INS	
				Reference : MANUFACTURER O/H INSTRUCTION FILE NO. 23206 REV. 6 DATE: 20/JUL./84 Is the manual used update : ☒ Yes ☐ No <i>Y.C. Chen</i> Inquired about revision by library : ☐ Yes ☐ No					
1.	ELEC.	Identify part number and serial number of the unit.		P/N: <i>206-062-200-117 (23032-048)</i> S/N: <i>95101</i>		 			
2.	ELEC.	Disassembly : 1. IAW section 2, para. A 2. IAW difference data sheet, para. 2							
3.	CLN.	Cleaning : IAW section 3, para. A. (With dry cleaning solvent)							
4.	ELEC.	Tear down inspection : 1. IAW section 4, para. A Parts inspection refer to table III 2. IAW difference data sheet, para. 4. <i>For Test only.</i>		<i>NA</i> 					
5.	ELEC.	Repair as necessary : 1. IAW section 5, para. B. 2. IAW difference data sheet, para. 5.							
6.	ELEC.	Assembly : 1. IAW section 6, para. A. 2. IAW different data sheet, para. 6.							
7.	ELEC.	Testing : 1. IAW section 8. 2. IAW different data sheet, para. 8 3. Test set-up IAW Figure 8-2 A. Brushes shall be seated 100 percent in the direction of rotation, and at least 90 percent in the axial direction , before test measurements are made. B. <u>Maximum Speed for Regulation.</u> Without operational warm-up and with regulator connected to the Starter-Generator, operate the		 Satisfactory					
MODEL/TYPE		SERIAL NO.		PROD/WORK ORDER NO.		DATE ISSUED		DATE COMPLETED	
<i>206-062-200-117 (23032-048)</i>		<i>95101</i>		<i>086132-156603</i>		<i>OCT 03 2001</i>		<i>Aug 2001</i>	
STATION TNN		PAGE/ REVIEWED BY		CODE		Elec.0030			
FORM 4834310 (JUN 89)		TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE.							

WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP ELEC.			TITLE REPAIR/OVERHAUL PROCEDURES OF STARTER GENERATOR MOTOR P/N: 206-062-200-117 (MODEL: 23032-048)			PREPARED BY Y. C. Chen	REVIEWED BY C.S.Wu						
REF DATA PARA/STEP			DESCRIPTION			REVISION LETTER Original	DATE 6/Sep./2000						
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION			DONE BY	ACCEPTED BY						
			Starter-Generator self-excited at 12,500 rpm, 28.5 volts, and no-load. Shunt filed current shall not be less than 0.81 amperes. <u>1.35A</u> ✓ Satisfactory C. <u>Continuous Operating Speed and Equalizing Voltage.</u> With regulator connected to the starter-generator, operate starter-generator at 12,100 rpm, 28.5 volts, 150 amperes for 15 minutes. The paralleling voltage D-E shall not exceed 2.6 volts (Actual : <u>2.20</u> volts). Record the inlet air temperature (Actual : <u>88</u> °F). Frame temperature shall not exceed air inlet temperature by more than 175°F (Actual : <u>110</u> °F). The voltage and inlet air temperature shall between the parallel lines show in figure below. Figure 13-12 D. <u>Compounding.</u> Operate starter-generator at 12,100 rpm and 28.5 volts. Apply loads of 0, 37, 75, 112 and 150 amperes. Field current must rise with increasing load. <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th>Load(amperes)</th> <th>Field current (amperes)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>0</td> <td><u>1.4</u></td> </tr> <tr> <td>37</td> <td><u>1.8</u></td> </tr> </tbody> </table>			Load(amperes)	Field current (amperes)	0	<u>1.4</u>	37	<u>1.8</u>		
Load(amperes)	Field current (amperes)												
0	<u>1.4</u>												
37	<u>1.8</u>												

MODEL/TYPE <u>206-062-200-117</u> <u>(23032-048)</u>	SERIAL NO. <u>95101</u>	PROD/WORK ORDER NO. <u>C56132-</u> <u>(JL4003)</u>	DATE ISSUED <u>OCT 03 2001</u>	DATE COMPLETED <u>OCT 04 2001</u>	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 2 of 4 CODE Elec.0036
--	----------------------------	--	-----------------------------------	--------------------------------------	----------------	---

FORM 4834310 (JUN. 69)

TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. 5

WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP ELEC.			TITLE REPAIR/OVERHAUL PROCEDURES OF STARTER GENERATOR MOTOR P/N: 206-062-200-117 (MODEL: 23032-048)		PREPARED BY Y. C. Chen	REVIEWED BY C.S. Wu			
ITEM NO.			ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INS
					75	2.05			
					112	3.05			
					150	3.55			
E. <u>Minimum Speed for Regulation.</u> Operate starter-generator at 8100 rpm, 28.5 volts and 140 amperes (stabilization not required), to demonstrate ability to operate at minimum speed for regulation. Field current which shall not exceed 10 amperes (Actual : 6.0 amperes)									
F. <u>Minimum Speed.</u> Reduce speed to 7200 rpm. Operate at 125 amperes with voltage set at 26 volts by using voltage regulator or variable resistor in field circuit. Resistance in external field circuit (between B & A) shall not be less than 0.5 ohms (Actual : 2.55 ohms). Field current shall not exceed 10 amperes (Actual : 6.4 amperes).									
G. <u>Commutation.</u> Reconnect regulator and observe commutation at 28.5 volts, 0 amps, 75 amps, and 150 amps at speeds of 8,300, 10,500 and 12,100 rpm. Record the worst condition for commutation. Commutation must not exceed pinpoints.									
H. <u>Dielectric Test.</u> Remove starter-generator from test stand and, while still hot from testing, conduct a hi-potential to ground test of 220 volts AC rms., 60 Hz for one minute. Apply test voltage between each circuit and each circuit and frame. No evidence of insulation breakdown shall occur as a result of this test.									

MODEL/TYPE 206-062-200-117 (23032-048)	SERIAL NO. 95101	PROD/WORK ORDER NO. C56132-1JL4003	DATE ISSUED OCT 03 2001	DATE COMPLETED OCT 04 2001	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 3 of 4
FORM 4834310 (JUN 89)		TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE.				

WORK PROCEDURES SHEET

				PREPARED BY Y. C. Chen	REVIEWED BY C.S.Wu			
AREA/PHASE/SHOP ELEC.		TITLE REPAIR/OVERHAUL PROCEDURES OF STARTER GENERATOR MOTOR P/N: 206-062-200-117 (MODEL: 23032-048)			REVISION LETTER Original			
					DATE 6/Sep./2000			
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOM INSP	
			I. <u>Starting Tests.</u> (a) With the shunt field open and the Starter-Generator rigidly mounted in horizontal position by means of its mounting flange, operate at no-load with 20 volts applies from terminals C to E. Record speed. No-load speed shall not be less than 9,200 rpm (Actual : _____ rpm). (b) With Starter-Generator rigidly mounted in horizontal horizontal position and the rotor locked, apply and increase voltage between terminals C and E until output torque is 9 foot-pounds. Record terminal voltage and line current. C to E voltage shall not exceed 15 volts (Actual : _____ volts). Line current shall not exceed 300 amperes (Actual : _____ amperes). M/S J. <u>Commutator Run-Out.</u> Rotate armature of starter-generator on its own bearings and record commutator total indicated run-out and the maximum bar-to-bar difference. Total indicated run-out shall not exceed 0.0007 inch (Actual : _____ inch). Bar-to-bar run-out shall not exceed 0.0002 inch (Actual : _____ inch). Satisfactory					
8	ELEC.		Final inspection and tagging : Date : _____					

MODEL/TYPE 206-062-200-117 (23032-048)	SERIAL NO. 95101	PROD/WORK ORDER NO. 656132-1J L 4003	DATE ISSUED OCT 03 2001	DATE COMPLETED OCT 04 2001	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 4 of 4
FORM 4834310 (JUN 69)		TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. 5				



WORK ORDER

W/O-NO : 1JL4003	Project No. : EPA202	Job No. : C56132
Job Class : CWOS	Contract No.:	Sub.Job No: *
Shop Code : 433A A&EG		
Issued Date: 2001/09/20	Date Required: 2001/09/13	Ser.NO : CAE270081
NSN NO : 2840YETB29309	Man-hours: 1	MRL.Date :
PN : A250-C20J	Keyword : Engine	END Item : B206
Work Do : TEARDOWN		QTY/UNIT : 1 EA

Reason Coc: F	Tag No :	Priority : 4
Cust.Ref. :	Tso :	Disposition: EPA
ATA Code :	Tsn :	Source:

Work Instruction : PREPARE MANPOWER FOR INVESTIGATION INSPECTION TEAM

8/206-062-200-117 (23032-048)
S/N 95101
STARTER GENERATOR

FORM 8431723

此頁空白

附錄 9-燃油增壓泵測試報告

FLEET SUPPORT SERVICE		Work Order ID 20534	
REPAIR STATION NUMBER NE5D064N		DATE: 3/8/01	
W4711 HWY 59 MONROE WI. 53566		CUSTOMER: PRECISION HELIPARTS	
PARTNUMBER: 1C27-10	CUSTOMER: PRECISION HELIPARTS	CUST. P.O. # WR004203	
DESCRIPTION: FUEL PUMP CARTRIDGE	Old WO ID		
SERIAL NUMBER: 6FO 739			
DISCREPANCY: DUE OVERHAUL			

RECEIVING INSPECTION AND TEAR DOWN INSPECTION: INITIALS: DW DATE: 3/12/01
O-rings dry. Brushes worn. Armature cracked. Bearings worn beyond spec. Impeller bushing worn beyond spec.

HIDDEN DAMAGE INSPECTION: INITIALS: _____ DATE: 1/1

CORRECTIVE ACTION:
OVERHAULED I/A/W PROCESS SPECIFICATION FS28-003 R6 03/18/99
DATA PLATE VALUES: VOLTS 28.0 / 27.8 MAX AMPS. 4.5/6.0
PRESS MIN. 12.5 MAX 25, FLOW 450/850 PPH, 5 PSI @ 850 PPH
MECHANIC: [Signature] DATE: 3/15/01

FIX Part	FIX Description	Quantity	Used	
			Yes	No
RFS28-12	BEARING	2	☒	☐
RFS28-1C27	IMPELLER BUSHING	1	☒	☐
MISC	MISCELLANEOUS HARDWARE	1	☒	☐
MS29513-022	O-RING	1	☒	☐
MS29513-023	O-RING	1	☒	☐
MS29513-032	O-RING	1	☒	☐
MS29513-033	O-RING	1	☒	☐
MS29513-034	O-RING	1	☒	☐
PLATING	PLATING, FUEL PUMP CYLINDERS	2	☒	☐
RFS28-16	BRUSH	1	☒	☐
1C27-10A	ARMATURE	1	☐	☒
255	FUSE	1	☐	☒
CZ40C225M	CAPACITOR	1	☐	☒

Flow 450 PPH
電壓 28 VDC
電流 4 Amp
壓力 16.3 PSI
SN: 11AF-213
PN: 1C38-1 (1C27-10)

Flow 450 PPH
電壓 28 VDC
電流 4.2 Amp
壓力 13.0 PSI
SN 11H1249
PN 1C38-1A (1C27-10)

THIS COMPONENT IDENTIFIED ABOVE WAS REPAIRED/OVERHAULED AND INSPECTED IN ACCORDANCE WITH CURRENT REGULATIONS OF THE FEDERAL AVIATION AGENCY AND WAS FOUND AIR-WORTHY FOR RETURN TO SERVICE.

INSPECTOR: Roger Aronoff DATE: 3/15/01

DONE BY: [Signature] INSPECTED BY: [Signature]

OCT. 04 2001 OCT. 04 2001

此頁空白

附錄 10-油箱洩水閥測試報告

WORK SHEET							
AREA/PHASE/SHOP		TITLE					
		Solenoid Valve - Function Check					
ITEM NO. REPORTED	ASSIGNED TO	SYMBOL	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOM INS
			Component P/N = DV-1368 S/N = NIL				
			Test Equipment: Pneumatic Test Stand (Pneumatic Regulators & Valves Test stand) P/N = 34-5351				
			Input Voltage = 24 VDC				
			Result = Solenoid Active Current = 1.2 Amp				
			Done By: 				
			Inspected By: 				
			OCT. 04 2001				
			OCT. 04 2001				
MODEL/TYPE		SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION	
4634710							

此頁空白

附錄 11-油車燃油化驗報告

材料試驗分析報告 MATERIALS ANALYSIS REPORT

附件一

中山科學研究院 第一(航空)研究所 航空材料組
(AMD • ARL • CSIST)

試樣名稱: 燃油	報告編號: 900525
專案名稱: 材料失效分析	申請單位: 材料化學小組
規範依據:	報告日期: 10/02/01
測試方法: SIP-100	小組編號: 90HG0011

送試單位 (Source of Sample): 飛安委員會

取樣位置 (Sample Origin): 0921泄樣

送試日期 (Sample Date): 09/21/01

水含量 (Water Content): 106.0ppm

★ 本報告僅對提供試樣負責。
★ 完整報告始應有效。

材料化學小組
玄昌

技正 林三我

小組長 林振松

試驗者: (TESTED BY) 玄昌
第 1 頁, 共 1 頁

審核者: (CHECKED BY) 林三我

核定者: (APPROVED BY) 林振松 140-087

電話: 80058-1111 傳真: 80058-1111 地址: 80058-1111 中山科學研究院 第一(航空)研究所 航空材料組
(E.O. 12812-2) (E.O. 12812-2) (E.O. 12812-2) (E.O. 12812-2) (E.O. 12812-2)

材料試驗分析報告

MATERIALS ANALYSIS REPORT

附件三

中山科學研究院 第一(航空)研究所 航空材料組
(AMD • ARL • CSIST)

試樣名稱: 燃油底層	報告編號: 900525
專案名稱: 材料失效分析	申請單位: 材料化學小組
規範依據: N/A	報告日期: 10/05/01
測試方法: SIP-100	小組編號: 90HG0013

送試單位 (Source of Sample): 飛安委員會

取樣位置 (Sample Origin): 0921油樣底層

送試日期 (Sample Date): 09/21/01

含水量 (Water Content): 測試結果>99.9%

NO. 73

★ 本報告僅對送試者負責。
★ 完整報告始原有效。

試驗者:
(TESTED BY)

第 一 頁, 共 一 頁

電話: 826-8268 (分機 123) 傳真: 826-8269

(P.O. Box 90003-11-12, Taichung, Taiwan, R.O.C.)

審核者:
(CHECKED BY)

1005

140-057

核定者:
(APPROVED BY)

140-057

附錄 12-航機燃油化驗報告

材料試驗報告 (Materials Test Report)

中山科學研究院
第一(航空)研究所
航空材料組

Chung Shan Institute of Science and Technology
Aeronautical Research Laboratory
Aero Materials Department

工令號碼 (Order No.)
900690
報告編號 (Report No.)
91HG0001

專案名稱 (Project) 飛安失效分析建置計畫		申請單位 (Applicant/Department) 飛安委員會	
物件名稱 (Part Name) 如文		件 號 (Part No.) N/A	件 號 (Stock No.) N/A
材 質 (Material) 燃油	規格 (Specification) N/A	批 號 (Lot No.) N/A	爐 號 (Test No.) N/A
試驗方法 (Test Method) ASTM-D-1744			

試驗結果 (Results)

1. 樣品描述：

- 樣品(1).名稱：Fuel Pump Fuel Sampling，樣品以麥斯威爾咖啡玻璃罐裝(如相片一、)。
- 樣品(2).名稱：Main Fuel Fuel Sampling，樣品以透明玻璃罐裝(如相片二、)。
- 樣品(3).名稱：發動機 Pump Fuel，樣品以雙層塑膠袋裝(如相片三、)。
- 樣品(4).名稱：Fuel Sampling Drain From FCU，樣品以單層塑膠袋裝(如相片四、)。
- 樣品(5).名稱：Fuel Sampling CHECK VALVE BLOWN Nozzle to FCU，樣品以單層塑膠袋裝(如相片五、)。
- 樣品(6).名稱：Fuel Check Valve，樣品以單層塑膠袋裝(如相片六、)。

2. 測試程序：

- 樣品(1).將樣品倒於燒杯後可明顯看出分兩層(如相片七、)，下層尚有些黑色碎屑，先以濾紙過濾碎屑後，再以分液漏斗分別取出上、下兩層，依 ASTM-D-1744，分別測試上、下兩層之水份含量。
- 樣品(2).將樣品倒於燒杯後可明顯看出分兩層(如相片八、)，下層尚有些黑色碎屑，先以濾紙過濾碎屑後，再以分液漏斗分別取出上、下兩層，因上層量很少，無法作水份含量測試，上層依 ASTM-D-1744 測試其水份含量。
- 樣品(3).將樣品倒於燒杯後無明顯的分層(如相片九、)，但可看出上面有些許油滴，依 ASTM-D-1744，測試其水份含量。
- 樣品(4).將樣品倒於樣品瓶後無明顯的分層(如相片十、)，依 ASTM-D-1744，測試其水份含量。
- 樣品(5).樣品量僅約 0.5ml 附著於塑膠袋，無法倒出，直接於塑膠袋內取樣後依 ASTM-D-1744，測試其水份含量。
- 樣品(6).樣品量少於 0.1ml 黏附著於塑膠袋，無法取樣，因此無測試。

台中郵政 90008-I-12 號信箱

(P.O. Box 90008-I-12, Taichung, Taiwan, R.O.C.)

Tel: 011-886-4-2702-5051 Ext.53390
: 011-886-4-2284-6390(直撥)
Fax: 011-886-4-2284-6389

FORM 110-08

Page: 1 of 1

材料試驗報告 (Materials Test Report)

3. 試驗結果：

樣品(1). 上層重量：24g (24 %)，水份含量：89 ppm (證實為油層)。

下層重量：75g (76 %)，水份含量：98.5 % (證實為水層)。

黑色砂屑重量：0.015 g

樣品(2). 上層重量：0.45g (1 %)，水份含量：量太少無法測試

下層重量：43.4g (99 %)，水份含量：96 % (證實為水層)。

黑色砂屑重量：0.01 g

樣品(3). 無明顯分層，重量：28.4 g，水份含量：96.4 % (證實為水層)。

樣品(4). 無明顯分層，重量：6.5 g，水份含量：96 % (證實為水層)。

樣品(5). 量太少無法倒出，無稱重，水份含量：97.3 % (證實為水層)。

樣品(6). 量太少無法測試。

校核 (Checked by) / 日期 (Date)	校核 (Reviewed by) / 日期 (Date)	核准 (Approved by) / 日期 (Date)
黃玄昌 Jan. 10 / 2002	林振松 Jan. 10 / 2002	林振松 Jan. 10 / 2002

今已郵政 92008-11-12 號信箱

(P.O. Box 92008-11-12, Tainan, Taiwan, R.O.C.)

Tel. 011-886-4-2702-5051 Ext.503590

: 011-886-4-2284-6590 (直機)

Fax. 011-886-4-2284-6589

12008-6006

Page 2 of 7



相片一、以麥斯威爾咖啡玻璃罐裝之 Fuel Pump 樣品(1).



相片二、以透明玻璃罐裝之 Main Fuel 樣品(2).



相片三、以雙層塑膠袋裝之發動機 Pump Fuel 樣品(3).



相片四、以單層塑膠袋裝之 FCU 樣品(4)



相片五、以單層塑膠袋裝之 CHK VLV BTWN Nozzle to FCU 樣品(5).



相片六、以單層塑膠袋裝之 Fuel Check Valve 樣品(6).



相片七、樣品(1).倒於燒杯後可明顯看出分兩層



相片八、樣品(2).倒於燒杯後可明顯看出分兩層，且上層有較多泡沫



相片九、樣品(4).倒於燒杯後無明顯的分層



相片十、樣品(5).倒於樣品瓶後無明顯的分層

此頁空白

附錄 13- Bell-206B 型機燃油箱測試報告

To Real Levasseur

17 May 2002

Subject: Bell Test for 206B3 Undrainable Fuel Quantity

Bell Helicopter Textron Canada conducted a test on a new Model 206B3 (Serial Number 4561) off of the production line to quantify the amount of trapped fuel that cannot be drained. Nick Stoss, of the TSB witnessed this test conducted at Bell's facilities at Mirabel, Quebec on 8 May 2002.

With the aircraft sitting on a level surface, the fuselage pitch attitude (e.g. the angle of the fuselage longitudinal axis) will vary depending on the center of gravity location and the landing gear cross-tube deformation. A new aircraft on new production high landing gear at the maximum internal gross weight of 3200 lbs at the mid-range center of gravity location will have a fuselage pitch attitude of 0.14 degrees nose down.

For the test, the aircraft was placed on jacks to achieve the 0.14 degrees nose down fuselage attitude and a level roll attitude. A measured quantity of fuel (37.4 lbs of Jet A-I fuel at 15.9 deg C) was added to the aircraft fuel cell. The fuel drain was then held open, draining the fuel cell until no further fuel drops were observed. The drained fuel was collected and measured which was 36.1 lbs at 16.8 deg C. Therefore, the weight of the fuel trapped (not drainable) was the difference of these two weights (e.g. $37.4 - 36.1$) or 1.3 lbs. This is equivalent to 0.192 US gallons.

Regards,

Roy Fox
Chief, Flight Safety
Bell Helicopter Textron

此頁空白

附錄 14- Bell-206B 型機燃油箱認證文件

Appendix 1

 BELL HELICOPTER COMPANY POST OFFICE BOX 402 • FORT WORTH, TEXAS 76101 A  COMPANY													
TECHNICAL DATA													
BY <u>M. C. Galt</u>	DATE <u>8-17-66</u>												
FLIGHT TEST ENGINEER													
CHECKED <u>M. C. Galt</u>	DATE <u>8-17-66</u>												
ASST. CHIEF ENGINEER													
APPROVED <u>M. C. Galt</u>	DATE <u>8-17-66</u>												
CHIEF ENGINEER													
APPROVED <u>M. C. Galt</u>	DATE <u>8-18-66</u>												
CHIEF ENGINEER													
MODEL 206A	NO. OF PAGES 8												
<table border="1"> <tr> <td>REPORT NO. 206-194-029</td> <td>DATE 8-15-66</td> </tr> <tr> <td colspan="2"> TITLE MODEL 206A FUEL SYSTEM CALIBRATION TEST </td> </tr> <tr> <td colspan="2"> PREPARED UNDER CONTRACT </td> </tr> <tr> <td colspan="2"> REPORT SEQUENCE NUMBER </td> </tr> <tr> <td colspan="2"> PERIOD COVERED </td> </tr> <tr> <td colspan="2"> Revision A - 10-18-66 Revision B - 2-26-69 </td> </tr> </table>		REPORT NO. 206-194-029	DATE 8-15-66	TITLE MODEL 206A FUEL SYSTEM CALIBRATION TEST		PREPARED UNDER CONTRACT		REPORT SEQUENCE NUMBER		PERIOD COVERED		Revision A - 10-18-66 Revision B - 2-26-69	
REPORT NO. 206-194-029	DATE 8-15-66												
TITLE MODEL 206A FUEL SYSTEM CALIBRATION TEST													
PREPARED UNDER CONTRACT													
REPORT SEQUENCE NUMBER													
PERIOD COVERED													
Revision A - 10-18-66 Revision B - 2-26-69													

PROPRIETARY, CONFIDENTIAL, SENSITIVE, COPYRIGHTED INFORMATION. REPRODUCTION/DISTRIBUTION IS FORBIDDEN.

BELL HELICOPTER COMPANY
FOOT STREET BOX 412 • FORT WORTH, TEXAS

REVISIONS

206-194-029

REV. LTR.	DESCRIPTION	BY	DATE
A	Added Discussion on Fuel Tank Pressure Test, Page 5	BY <i>J. H. Smith</i>	DATE <i>10-18-66</i>
		CKD. <i>J. H. Smith</i>	DATE <i>10-18-66</i>
		APPROVED <i>J. H. Smith</i>	DATE <i>10-18-66</i>
		APPROVED <i>J. H. Smith</i>	DATE <i>10-18-66</i>
REV. LTR.	DESCRIPTION	BY <i>M. C. Hill</i>	DATE <i>2-25-69</i>
B	Added paragraph to page 5	CKD. <i>M. C. Hill</i>	DATE <i>2-25-69</i>
		APPROVED <i>M. C. Hill</i>	DATE <i>2-25-69</i>
		APPROVED <i>M. C. Hill</i>	DATE <i>2-25-69</i>
REV. LTR.	DESCRIPTION	BY	DATE
		CKD.	DATE
		APPROVED	DATE
		APPROVED	DATE
REV. LTR.	DESCRIPTION	BY	DATE
		CKD.	DATE
		APPROVED	DATE
		APPROVED	DATE
REV. LTR.	DESCRIPTION	BY	DATE
		CKD.	DATE
		APPROVED	DATE
		APPROVED	DATE
REV. LTR.	DESCRIPTION	BY	DATE
		CKD.	DATE
		APPROVED	DATE
		APPROVED	DATE
REV. LTR.	DESCRIPTION	BY	DATE
		CKD.	DATE
		APPROVED	DATE
		APPROVED	DATE
REV. LTR.	DESCRIPTION	BY	DATE
		CKD.	DATE
		APPROVED	DATE
		APPROVED	DATE
REV. LTR.	DESCRIPTION	BY	DATE
		CKD.	DATE
		APPROVED	DATE
		APPROVED	DATE

BY <u>M. C. Gill</u>	DELL HELICOPTER COMPANY P.O. BOX 111, 111 11111111111111111111	MODEL <u>206A</u> PAGE <u>3</u>
CHECKED <u>W. E. Jennings</u>		RPT <u>206-194-029</u>

Revision B

DISCUSSION - (cont)

Fuel Tank Sump Capacity

The fuel tank sump capacity was determined by allowing all fuel to be pumped from the tank by the electric fuel pumps while rotating the fuselage through the predetermined angles (12° nose up and 14° nose down). When the pumps would no longer pick up any fuel, the sump was drained, at ground attitude. This amount was determined to be 1.36 pounds (.216 gallons) which exceeds the minimum sump capacity as required by the Federal Aviation Agency. Table I shows the calculations which determine the above figure.

Unusable Fuel Tests

Unusable fuel was determined by the following method:

Five gallons of fuel were put in the helicopter after which the aircraft was flown until the engine showed a power loss due to fuel starvation. During this flight the helicopter was rocked through the previously determined angles (+12° to -14°). The engine did not stop running, but was shut off by the pilot when a loss of power and fuel pressure fluctuations were noted. Following this test the remaining fuel in the tank was drained and found to be 4.95 pounds.

Ungeageable Fuel Test

At the completion of the fuel calibration tests the fuel remaining in the tank after the fuel quantity gage indicated zero capacity was measured. 5.35 pounds were drained using the fuel pumps as described under the discussion of the sump capacity tests. The sump capacity was 1.36 pounds and therefore the ungeageable fuel is equal to $5.35 + 1.36 = 6.71$ pounds. It should be noted that this value is greater than the unusable fuel by $6.71 - 4.95 = 1.76$ pounds. Therefore, by regulation, the unusable fuel for the helicopter weight statement is 6.71 pounds.

B

It should be noted that the 6.71 pounds of unusable fuel does not include the liquid trapped in the fuel system since the helicopter had been flown prior to the fuel system tests and therefore was a "wet" system.

1/27/64

Appendix 2

Bell Helicopter TEXTRON	
Bell Helicopter Textron Division of Textron Inc.	CODE IDENT NO. 97499
Post Office Box 482 Fort Worth, Texas 76101	
TECHNICAL DATA	
REPORT NO. <u>206-194-243</u>	DATE <u>11-10-81</u>
FUEL SYSTEM CALIBRATIONS FOR THE MODEL 206B, S/N 3567 AND SUBSEQUENT	
PREPARED UNDER CONTRACT NO. _____	
MODEL <u>206B</u>	NO. OF PAGES <u>17</u>
BY <u>AW Flint</u>	DATE <u>11-10-81</u>
FLIGHT TEST ENGINEER	
CHECKED <u>Walter H. [Signature]</u>	DATE <u>11-10-81</u>
FLIGHT TEST SUPERVISOR	
APPROVED <u>[Signature]</u>	DATE <u>11-10-81</u>
CHIEF FLIGHT TEST ENGINEER	
APPROVED <u>DEB [Signature]</u>	DATE <u>11-11-81</u>
DATE <u>11-11-81</u>	
APPROVED <u>[Signature]</u>	DATE <u>11-11-81</u>
APPROVED _____	DATE _____

PROPRIETARY RIGHTS NOTICE ON PAGE 3.1.

78 11-16-81

PROPRIETARY, COMPETITION-SENSITIVE, COPYRIGHTED INFORMATION. REPRODUCTION/DISTRIBUTION IS FORBIDDEN.

Helicopter **TEXTRON**

Continued

One or more pages of this page is subject to the restriction on this page

TEST EQUIPMENT

A standard Model 206B (JetRanger III) Helicopter, S/N 2121, with a fuel system conforming to BHT installation drawing number 206-061-660 was utilized for the test. The fuel cell, P/N 206-061-661, used in the test has an increased capacity of approximately 17 gallons compared to the fuel cell, P/N 206-061-673, used in previous models. However, since the lower cell contours and the pump inlet have not been changed, the trapped, unusable and sump fuel quantities remain unchanged.

The fuel used throughout the tests was JP-4. Fuel specific gravity and temperature measurements were taken from a representative fuel sample during each test, using a calibrated hydrometer and dual scale mercury thermometer. A quantity of 5.7 pounds unusable fuel was weighed using a bucket and spring scale prior to each test.

A fuel calibration tower consisting of a fuel tank, filter and weight scales was used to weigh fuel into and out of the aircraft. Helicopter calibration attitude was measured using an inclinometer.

206-194-243

2

PROPRIETARY, COMPETITION-SENSITIVE, COPYRIGHTED INFORMATION. REPRODUCTION/DISTRIBUTION IS FORBIDDEN.

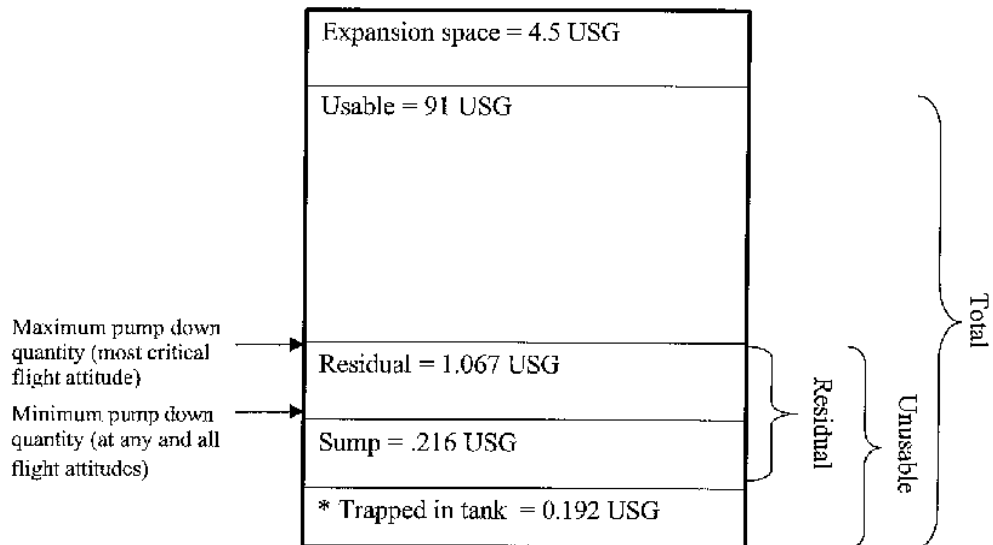
Appendix 3

2.5 Aircraft Fuel Cell Design

With a new high skid gear installed, at maximum internal gross weight (3200lb) and with a mid. center of gravity, the aircraft fuselage's attitude when sitting on level ground is approximately 0.14 deg nose down.

Testing conducted on a production Model 206B3 aircraft showed that at this fuselage attitude, approximately 0.19 US gallons of fuel could not be drained from the fuel tank (remained trapped in the fuel tank). This volume does not include fuel that would be trapped in the engine fuel feed system.

Earlier testing conducted for certification showed that the minimum sump capacity (that quantity of fuel that cannot be pumped out even with the aircraft being rocked from 12 deg nose up to 14 deg nose down) is 0.216 US gallons. This quantity of fuel does not include fuel trapped in the tank, see below:



* Undrainable fuel at an aircraft attitude of 0.14 deg nose down and not including fuel trapped in engine feed system

The quantity of fuel trapped in the tank is significantly less than the quantity of fuel that cannot be accessed by the boost pump (0.192 trapped in tank + 0.216 in sump). Another way to say this is that the minimum pump down quantity ($0.216 + 0.192 = 0.408$ US gallons) is significantly greater than the quantity of fuel that cannot be drained from the tank (0.192 US gallons). Therefore, it would not normally be possible for trapped water to be ingested by the fuel boost pump if the tank were first properly drained.

此頁空白

附錄 15-台中航油站航油品管紀錄

台中航油站 航油品管 每日簡易試驗記錄(T1-T3)

本記錄應保存二年

油品:Jet-A1

設備:油槽 T-

記錄方法及規範說明:

1. 低點排水=微量水:(O),多量水:(V),超量水:(X)。
2. 常溫/比重=實測記錄。
3. API比重=37-51,依換算表比對。
4. 示水劑反應=比對色卡:無反應:(O),微反應:(V),有反應:(X)。
5. 目視外觀=澄清、明亮:(O),尚澄清、明亮:(V),混濁、不明亮:(X)。
6. 目視顏色=透白、無色:(O),尚透白、無色:(V),有色、不透白:(X)。
7. 導電度=50~450ps/m只對當天要發油之油槽試驗。
8. 規範評定=符合規範:(OK),不合規範:(X)。
9. 每日早班發油前試驗、記錄。
10. 領班每月抽檢二次。

90年8月(1)頁

日期	試驗時間	低點排水	常溫/比重	API比重	示水劑反應	目視外觀	目視顏色	導電度	規範評定	試驗人簽字
1	06:40	0	81.475	45.7	0	0	0	195	OK	蕭
2	06:45	0	82.149	45.9	0	0	0	208	OK	蕭
3	06:50	0	84.107	45.5	0	0	0	192	OK	蕭
4	06:45	0	85.478	45.6	0	0	0	210	OK	蕭
5	06:45	0	84.448	45.7	0	0	0	198	OK	蕭
6	06:50	0	86.142	45.3	0	0	0	210	OK	蕭
7	06:40	0	85.482	46	0	0	0	200	OK	蕭
8	06:45	0	84.108	46.4	0	0	0	206	OK	蕭
9	06:30	0	86.148	46.2	0	0	0	210	OK	蕭
10	06:35	0	86.148	46.1	0	0	0	190	OK	蕭
11	06:35	0	84.485	46.4	0	0	0		OK	蕭
12	06:35	0	86.148	46.3	0	0	0	203	OK	蕭
13	06:40	0	82.485	46.5	0	0	0	200	OK	蕭
14	06:00	0	84.486	46.5	0	0	0	215	OK	蕭
15	06:40	0	84.487	46.6	0	0	0	215	OK	蕭

TC3A-011/Ver1.0/88.06/30

主管:



領班抽檢:

蕭

台中航油站 航油品管 每日簡易試驗記錄(CPC)

本記錄應保存二年

油品: Jet-A1

設備: CPC

T₁

記錄方法及規範說明:

1. 低點排水=微量水:(O), 多量水:(V), 超量水:(X)。
2. 常溫/比重=實測記錄。
3. API比重=37~51, 依換算表比對。
4. 示水劑反應=比對色卡: 無反應:(O), 微反應:(V), 有反應:(X)。
5. 目視外觀=澄清、明亮:(O), 尚澄清、明亮:(V), 混濁、不明亮:(X)。
6. 目視顏色=透白、無色:(O), 尚透白、無色:(V), 有色、不透白:(X)。
7. 規範評定=符合規範:(OK), 不合規範:(X)。
8. 每日早班發油前試驗、記錄。
9. 領班每月抽檢二次。

90年 8月 (25) 頁

日期	試驗時間	低點排水	常溫/比重	API比重	示水劑反應	目視外觀	目視顏色	規範評定	試驗人簽字
16	06:40	0	87.148.9	46.5	0	0	0	OK	許
17	06:50	0	88.148.9	46.6	0	0	0	OK	許
18	06:50	0	86.48.8	46.5	0	0	0	OK	許
19	06:45	0	88.149.0	46.5	0	0	0	OK	黃
20	06:55	0	88.149.1	46.7	0	0	0	OK	黃
21	07:00	0	86.149	46.6	0	0	0	OK	許
22	06:40	0	86.149	46.6	0	0	0	OK	許
23	07:00	0	85.149.2	46.9	0	0	0	OK	許
24	06:40	0	88.149.0	46.5	0	0	0	OK	許
25	06:40	0	86.49	46.6	0	0	0	OK	黃
26	06:45	0	89.149.1	46.5	0	0	0	OK	許
27	06:40	0	89.149.1	46.5	0	0	0	OK	許
28	06:40	0	89.149.1	46.5	0	0	0	OK	許
29									許
30	07:00	0	86.49	46.8	0	0	0	OK	許
31	06:00	0	86.49	46.6	0	0	0	OK	許

TC3A-010/Ver1.1/90.05.30.

主管:



領班抽檢:

許 8/30

台中航油站 航油品管 每日簡易試驗記錄(T1-T3)

本記錄應保存二年

油品: Jet-A1

設備: 油槽 T- 2

記錄方法及規範說明:

1. 低點排水=微量水:(O),多量水:(V),超量水:(X)。
2. 常溫/比重=實測記錄。
3. API比重=37-51,依換算表比對。
4. 示水劑反應=比對色卡:無反應:(O),微反應:(V),有反應:(X)。
5. 目視外觀=澄清、明亮:(O),尚澄清、明亮:(V),混濁、不明亮:(X)。
6. 目視顏色=透白、無色:(O),尚透白、無色:(V),有色、不透白:(X)。
7. 導電度=50-450ps/m 只對當天要發油之油槽試驗。
8. 規範評定=符合規範:(OK),不合規範:(X)。
9. 每日早班發油前試驗記錄。
10. 領班每月抽檢二次。

90年 8 月 (1) 頁

日期	試驗時間	低點排水	常溫/比重	API比重	示水劑反應	目視外觀	目視顏色	導電度	規範評定	試驗人簽字
1	06:45	0	80.1475	45.7	0	0	0	210	OK	蕭
2	06:55	0	81.1425	45.7	0	0	0	200	OK	蕭
3		0								蕭
4	06:50	0	86.1480	45.7	0	0	0	210	OK	蕭
5	06:50	0	85.1482	46.0	0	0	0	215	OK	蕭
6	06:45	0	86.148	45.7	0	0	0	203	OK	蕭
7	06:45	0	85.1481	45.9	0	0	0	218	OK	蕭
8	06:55	0	84.1480	46.3	0	0	0	206	OK	蕭
9	06:45	0	86.1480	46.3	0	0	0	211	OK	蕭
10	06:50	0	86.1482	45.9	0	0	0	205	OK	蕭
11	06:40	0	86.1484	46.3	0	0	0	207	OK	蕭
12	06:50	0	86.1486	46.3	0	0	0	207	OK	蕭
13	06:45	0	83.1485	46.4	0	0	0		OK	蕭
14	06:50	0	84.1487	46.6	0	0	0	215	OK	蕭
15	06:45	0	84.1488	46.7	0	0	0	210	OK	蕭

TC3A-011/Ver1.0/88.06.30

主管:



領班抽檢:



日期:

台中航油站 航油品管 每日簡易試驗記錄(T1-T3)

本記錄應保存二年

油品: Jet-A1

設備: 油槽 T-2

記錄方法及規範說明:

1. 低點排水=微量水:(O), 多量水:(V), 超量水:(X)。
2. 常溫/比重=實測記錄。
3. API比重=37-57, 依換算表比對。
4. 示水劑反應=比對色卡: 無反應:(O), 微反應:(V), 有反應:(X)。
5. 目視外觀=澄清、明亮:(O), 尚澄清、明亮:(V), 混濁、不明亮:(X)。
6. 目視顏色=透白、無色:(O), 尚透白、無色:(V), 有色、不透白:(X)。
7. 導電度=50-450ps/m 只對當天要發油之油槽試驗。
8. 規範評定=符合規範:(OK), 不合規範:(X)。
9. 每日早班發油前試驗、記錄。
10. 領班每月抽檢二次。

90年 8月 (25) 頁

日期	試驗時間	低點排水	常溫/比重	API比重	示水劑反應	目視外觀	目視顏色	導電度	規範評定	試驗人簽字
16	06:50	0	87.149	46.6	0	0	0	201	OK	王
17	06:55	0	86.149	46.6	0	0	0	212	OK	王
18	06:55	0	87.149	46.6	0	0	0	206	OK	王
19	06:55	0	87.149	46.7	0	0	0	210	OK	王
20	06:45	0	87.149	46.6	0	0	0	213	OK	王
21	07:10	0	88.149	46.6	0	0	0	210	OK	王
22	06:45	0	87.149	46.8	0	0	0	211	OK	王
23	06:50	0	86.149	46.7	0	0	0	228	OK	王
24	06:45	0	88.149	46.6	0	0	0	220	OK	王
25	06:45	0	86.149	46.7	0	0	0	200	OK	王
26	06:50	0	89.149	46.6	0	0	0	208	OK	王
27	06:50	0	87.149	46.7	0	0	0	204	OK	王
28	06:48	0	89.149	46.8	0	0	0	206	OK	王
29	06:48	0	86.149	46.7	0	0	0	217	OK	王
30	07:10	0	85.149	46.8	0	0	0	205	OK	王
31	06:10	0	87.149	46.6	0	0	0	207	OK	王

TC3A-011/Ver1.0/88.06.30

主管:



領班抽檢:

王 8/30

台中航油站 航油品管 每日簡易試驗記錄(T1~T3)

本記錄應保存二年

油品:Jet-A1

設備:油槽 T-3

記錄方法及規範說明:

1. 低點排水=微量水:(O),多量水:(V),超量水:(X)。
2. 常溫/比重=實測記錄。
3. API比重=37~51,依換算表比對。
4. 示水劑反應=比對色卡:無反應:(O),微反應:(V),有反應:(X)。
5. 目視外觀=澄清、明亮:(O),尚澄清、明亮:(V),混濁、不明亮:(X)。
6. 目視顏色=透白、無色:(O),尚透白、無色:(V),有色、不透白:(X)。
7. 導電度=50~450ps/m[只對當天要發油之油槽試驗]。
8. 規範評定=符合規範:(OK),不合規範:(X)。
9. 每日早班發油前試驗、記錄。
10. 領班每月抽檢二次。

90年 8月(1)頁

日期	試驗時間	低點排水	常溫/比重	API比重	示水劑反應	目視外觀	目視顏色	導電度	規範評定	試驗人簽字
1	06:40	0	87.475	45.6	0	0	0	180	OK	蕭
2	06:35	132	1							王
3	06:40	0	87.478	45.4	0	0	0	188	OK	蕭
4	06:40	0	88.478	45.4	0	0	0	185	OK	蕭
5	06:40	0	88.484	45.9	0	0	0	210	OK	蕭
6	06:40	0	87.478	45.6	0	0	0	182	OK	蕭
7	06:40	0	86.483	46	0	0	0	240	OK	蕭
8	06:35	0	86.489	46.5	0	0	0	216	OK	蕭
9	06:40	0	88.488	46.3	0	0	0	210	OK	蕭
10	06:38	0	88.489	46.3	0	0	0	193	OK	蕭
11	06:50	0	86.487	46.4	0	0	0		OK	蕭
12	06:45	0	87.489	46.4	0	0	0	192	OK	蕭
13	06:50	0	86.485	46.4	0	0	0	220	OK	蕭
14	06:30	132	1							蕭
15	06:50	0	86.488	46.5	0	0	0		OK	蕭

TC3A-018/Ver1.0/88.06.30.

主管:

領班抽檢:

日期:

簽名:

台中航油站 航油品管 每日簡易試驗記錄(T1-T3)

本記錄應保存二年

油品:Jet-A1

設備:油槽 T-3

記錄方法及規範說明:

1. 低點排水=微量水:(O),多量水:(V),超量水:(X)。
2. 常溫/比重=實測記錄。
3. API比重=37-57,依換算表比對。
4. 示水劑反應=比對色卡:無反應:(O),微反應:(V),有反應:(X)。
5. 目視外觀=澄清,明亮:(O),尚澄清,明亮:(V),混濁,不明亮:(X)。
6. 目視顏色=透白,無色:(O),尚透白,無色:(V),有色,不透白:(X)。
7. 導電度=50-450ps/m只對當天要發油之油槽試驗。
8. 規範評定=符合規範:(OK),不合規範:(X)。
9. 每日早班發油前試驗,記錄。
10. 領班每月抽檢二次。

97年8月(2)頁

日期	試驗時間	低點排水	常溫/比重	API比重	示水劑反應	目視外觀	目視顏色	導電度	規範評定	試驗人簽字
16	6:20	0	86.159	46.5	0	0	0	235	OK	黃
17	6:45	0	86.149	46.6	0	0	0	226	OK	林
18	6:45	0	89.149	46.5	0	0	0	200	OK	許
19	6:40	0	88.141	46.6	0	0	0	205	OK	黃
20	6:35	0	88.140	46.5	0	0	0	200	OK	黃
21	6:45	0	89.149	46.7	0	0	0	210	OK	呂
22	6:35	0	87.149	46.6	0	0	0	212	OK	林
23	6:45	0	88.149	46.7	0	0	0	198	OK	呂
24	6:35	0	89.141	46.5	0	0	0	210	OK	許
25	6:50	0	88.141	46.6	0	0	0	240	OK	黃
26	6:40	0	90.149	46.6	0	0	0	210	OK	黃
27	6:40	0	89.149	46.6	0	0	0	203	OK	呂
28	6:45	0	89.149	46.7	0	0	0	198	OK	呂
29	6:45	0	87.141	46.6	0	0	0	205	OK	林
30	6:45	0	89.145	46.8	0	0	0	210	OK	林
31	6:40	0	87.141	46.7	0	0	0	206	OK	林

TC2A-011/Ver1.0/68.06.30.

主管:



領班抽檢:

黃子明 8/30



中國石油股份有限公司

油品行銷事業部高雄營業處

地址: 高雄市小港區中山四路31號

電話: (07)8063551 電傳: (07)8064612

化驗報告

收樣日期: 90年06月30日

收樣日期: 90年07月30日

報告編號: 4790313

樣品來源: 航油事業處高雄營業處

C TANK: T-03

樣品編號: 4790310

樣品名稱: 航空煤油 -1

檢驗項目	檢驗結果	規格	試驗方法
密度 (15°C) (g/cm ³)	0.7842	0.775 ~ 0.843	ASTM D4
存在膠 (mg/100ml)	0.5	7.0 MAX	ASTM D3
凝固點 (°C)	-55.7	-47 MAX	ASTM D93
銅片腐蝕性, 2 h at 100°C	NO. 1	NO. 1 MAX	ASTM D133
水反應氣面率	1	1 MAX	ASTM D153
閃點 (°C)	45.5	30 MIN	ASTM D56
沸點 (°C)	350	50 ~ 450	ASTM D2
殘渣 (mg/100ml)	0.3		USONL
10% (°C)	155	Report MAX	ASTM D8
50% (°C)	173	205 MAX	ASTM D8
90% (°C)	180	Report MAX	ASTM D8
95% (°C)	188	Report MAX	ASTM D8
99% (°C)	224	Report MAX	ASTM D8
FINAL BOILING POINT (°C)	254	330 MAX	ASTM D8
Distillation Residue (%)	0.2	1.5 MAX	ASTM D8
Distillation Residue (mg/100ml)	1.0	1.5 MAX	ASTM D8

註: 1. 本實驗室不檢全, 對外報告, 取樣者, 樣品內, 報告內, 僅可或, 樣品印, 品號無, 負能, 青

合格 航油品質
林進安

1. 5



審核



機驗





中國石油股份有限公司

油品行銷事業部高雄營業處

地址：高雄市小港區中山四路81號

電話：(07)8083551 電傳：(07)8084612

化驗報告

發售日期：99年08月31日

收樣日期：99年08月31日

發售編號：HTC414

樣品來源：航油事業處高雄機場

樣品編號：A3060311

品名：T-02

樣品名稱：航空煤油 A

檢驗項目	檢驗結果	規範	試驗方法
密度 (20°C)	0.7848	0.775 ~ 0.790	ASTM D155
空氣殘留物 (%)	0.15	0.15	ASTM D38
凝結點 (°C)	-56.3	-47 MAX	ASTM D56
銅片腐蝕性 (2 hr at 125°C)	HC.1	HC.1 MAX	ASTM D133
水反應表面率	3	10	ASTM D101
灰分 (%)	46.5	40 MIN	ASTM D56
煙度 (PCU)	110	30 MAX	ASTM D50
外觀	0.6		Visual
鐵屑 (%)	1.55	Report MAX	ASTM D301
10% (°C)	173	205 MAX	ASTM D38
10% (°C)	131	150 MAX	ASTM D38
50% (°C)	100	Report	ASTM D38
50% (°C)	123	Report MAX	ASTM D38
閃火點 (°C)	155	150	ASTM D38
熱穩定性 (%)	0.6	1.5	ASTM D38
熱穩定性 (%)	0.6	1.5	ASTM D38

1. 本報告係根據客戶提供之樣品，經本處實驗室檢驗，結果符合規範，特此報告。
2. 本報告共計三頁，請客戶查收。
3. 本報告係根據客戶提供之樣品，經本處實驗室檢驗，結果符合規範，特此報告。

合格

航油處
林進堂

審核



核對



檢驗





中國石油股份有限公司

油品行銷事業部高雄營業處

地址：高雄市小港區中山四路31號

電話：(07)8063551 電傳：(07)8064812

化驗報告

報告日期：元年 月 日

收樣日期：90年 月 日

報告編號：F0403

樣品來源：航油事業處高雄機務組

樣品編號：TCH0353

樣品名稱：航油總油 AL

檢驗項目	檢驗結果	規格	試驗方法
密度 (20°C)	0.719	0.725 (MAX)	ASTM D155
水在油中 (100ml)	0.6	2.0 (MAX)	ASTM D155
凝固點 (°C)	02.1	-47 (MAX)	ASTM D93
運動粘度 (100°C)	110.1	100.1 (MAX)	ASTM D445
長程磨擦率	1	15 (MAX)	ASTM D568
酸值 (mg KOH/g)	12.5	20 (MAX)	ASTM D664
電阻率 (Ω·cm)	100	30 (MAX)	ASTM D317
外殼試驗	C&D		ASTM D317
熱穩定性	150	205 (MAX)	ASTM D155
氧化安定性	179	205 (MAX)	ASTM D155
銅片腐蝕	207	Report (MAX)	ASTM D155
硫含量 (%)	227	Report (MAX)	ASTM D155
閃光點 (°C)	257	300 (MAX)	ASTM D56
燃點 (°C)	267	300 (MAX)	ASTM D56
灰分 (%)	0.8	1.5 (MAX)	ASTM D155

本報告係根據本處實驗室之檢驗結果，並經本處主任核對無誤，特此報告。報告人：林進安

主 管



覆 核



檢 驗



此頁空白

第三章 機外檢查

3.1 機身主區域檢查(前右側)

- 3.1.1 右靜壓管口 情況是否正常。
- 3.1.2 座艙門—情況是否正常、穩固。
- 3.1.3 座艙玻璃窗—情況是否正常及穩固。
- 3.1.4 落地燈—是否正常工作及穩固。
- 3.1.5 起落架—地面處理輪是否拆除, 情況是否正常。

3.2 機身主區域右側中央區

- 3.2.1 座艙頂部、傳動器整流片及引擎進氣區—清除所有碎片、積雪及冰塊。
- 3.2.2 液壓油箱—油量是否符合標準。
- 3.2.3 液壓油濾—旁通指示器有無阻回作用。
- 3.2.4 液壓致動器及油路—情況是否正常穩固、有無干擾及滲漏。
- 3.2.5 前整流片—是否穩固。
- 3.2.6 進入門—是否穩固。
- 3.2.7 傳動器區域:
 - 3.2.7.1 傳動器—滑油量是否標準及區域有無滲漏。
 - 3.2.7.2 傳動器及裝置架—是否穩固及正常。
 - 3.2.7.3 絕緣域震裝置—情況是否正常。
 - 3.2.7.4 阻力銷—是否穩固及有無與靜壓制動板接觸之顯示。
 - 3.2.7.5 主傳動軸結合器—情況是否正常及有無顯示黃油滲漏, 檢查漆層有無過熱指示標色顯示脫落跡象。
 - 3.2.7.6 進氣門—是否穩固。
- 3.2.8 進氣整流罩—是否穩固。
- 3.2.9 引擎進氣及充氣—情況是否正常, 有無清除障礙物。
- 3.2.10 燃油加油蓋—目視檢查油箱蓋是否穩固。
- 3.2.11 燃油箱油槽—依下列次序漏放燃油樣本:
 - 3.2.11.1 燃油泵浦—前後電路斷電器—拔出。
 - 3.2.11.2 電瓶開關—開。
 - 3.2.11.3 燃油活門開關—開。
 - 3.2.11.4 燃油漏放按鈕 壓下漏放樣本後釋放。
- 3.2.12 依照下列手續, 對飛機機架燃油濾裝桶(如果有此按鈕裝置)引擎燃油泵油濾漏放和檢查必須在每日的第一次飛行前檢查。
 - 3.2.12.1 燃油活門開關—開
 - 3.2.12.2 燃油泵浦前和後停服電路(斷電器)—按入。

3.2.12.3 注意燈斷電器換—按入。

3.2.12.4 燃油濾漏放活門—打開，漏放樣本，然後關閉。

3.2.12.5 燃油活門關—關。

3.2.12.6 電瓶開關—關。

3.2.13 動力區域檢查。

3.2.13.1 主傳動軸後換合器—情況是否正常，及有無顯示黃油滲漏，檢查漆層有無過熱指示棕色顯示脫落跡象。

3.2.13.2 引擎—是否正正常，裝置件是否穩固，有無滲漏滑油跡象。

3.2.13.3 引擎裝置架—情況是正正常及穩固。

3.2.13.4 油門操縱連桿—情況是否正正常及穩固和活動自如。

3.2.13.5 燃油操縱系統及調速器—有無滲漏跡象。

3.2.13.6 軟管及管路—有無磨擦、是否穩固及情況是否正正常。

3.2.13.7 排氣短管及夾子—是否穩固及情況是否正正常。

3.2.14 引擎整流罩—是否穩固。

3.2.15 發電機冷卻屏斗—所有碎屑雜物是否清除。

3.2.16 右排氣管罩—是否拆下。

注 意

引擎滑油箱目視油量表裝於左側，不指示真實油量，滑油油量必須檢查油量桿。

3.2.17 滑油箱—滑油油量是否標準、有無滲漏、是否穩固及油箱蓋是否固定。

3.2.17.1 進入門—是否穩固。

3.2.17.2 後整流片—是否穩固。

3.3 機身區域參後右側區。

3.3.1 機身—情況是否正正常。

3.3.2 尾旋翼傳動軸蓋—情況是否正正常及穩固。

3.3.3 尾部構架—情況是否正正常。

3.3.4 水平安定面及位置燈—情況是否正正常及穩固。

3.3.5 主旋翼—情況是否正正常。

3.4 機身區域參全部後區域。

3.4.1 垂直安定面—情況是否正正常。

3.4.2 尾旋翼防護件—情況是否正正常及穩固。

3.4.3 防撞燈—情況是否正正常。

3.4.4 後位置燈—情況是否正正常。

3.4.5 尾旋翼齒輪箱—是否穩固、滑油是否符合標準及有無滲漏跡象。

3.4.6 尾旋翼—拉緊是否拆下，情況是否正正常及活動是否自如。

附錄 17-飛行前檢查工作單

貝爾 206B-3 機飛行前檢查工作
BELL 206B-3 PRE-FLIGHT CHECK WORK SHEET

檢查要項 INSPECTION REQUIREMENTS	檢查日期及情形				
(5)檢查 KAFLEX 主傳動軸： a. 零件是否毀壞、鬆動或缺少 Check for broken, loose, and missing hardware. b. 抗性構架和固定螺桿滑動標誌是否移動 Inspect flex frame and mount bolt torque stripes for evidence of slippage.	9/3				
(6)進入門 -是否穩固 Access door -Secured.	✓				
8.進氣整流罩 -是否穩固 Air induction cowl -Secured.	✓				
9.發動機進氣及充氣 -情況是否正確，有無清除阻礙 Engine inlet and plenum -Condition clear of obstruction.	✓				
10.燃油加油蓋 -目視檢查油箱油量及油桶蓋有無穩固 Fuel filler cap -Visually check level, secure cap.	✓				
11.燃油箱油槽 -漏放及檢查情況是否正確 Fuel sump -Drain and check condition.	✓				
12.燃油濾 -漏放及檢查情況是否正確 Fuel Filters -Drain and check condition.	✓				
13.動力區域：Power Plant Area: (1)發動機 -情況是否正確，裝置件是否穩固，有無滲漏滑油跡象 Engine -Condition, security of attachments, Evidence of oil leakage.	✓				
(2)發動機震架 -情況是否正確及穩固 Engine mounts -Condition and security.	✓				
(3)油門操縱連桿 -情況是否正確穩固，及操作順暢 Throttle linkage -Condition, security and freedom of operation.	✓				
(4)燃油操縱系統及調速器 -有無滲漏現象 Fuel control and governor -Evidence of leakage.	✓				
(5)軟管及管路 -有無磨擦，是否穩固及情況是否正確 Hoses and tubing -Chafing, security and condition.	✓				
(6)排氣短管及夾子 -是否穩固及情況是否正確 Exhaust stack and clamp -Security and condition.	✓				
14.發動機整流罩 -是否穩固 Engine cowl -Secure.	✓				
15.發電機冷卻扇斗 -所有碎屑雜物是否清除 Generator cooling scoop -Clear of debris.	✓				

此頁空白

附錄 18-礙掃作業申請及核准文件

凌天航空股份有限公司

函

受文者：交通部民用航空局

速別：最速件

密等及解密條件：

發文日期：九十年八月十六日

發文字號：天業(90)字第 0033 號

附件：如文

主旨：檢呈本公司執行台電輸電線路緊急巡視及礙掃作業乙案，請查照！

說明：一、台灣電力公司台中供電區營運處輸電線路因七月三十日桃芝颱風影響受損，租用本公司 BELL 206B3 型直昇機執行輸電線路緊急巡視及礙掃作業，因任務需要申請中寮變電所臨時起降。

二、作業實施日期：民國九十年八月二十日至九十年十一月十六日止，視天候狀況，台電需求緊急實施，預計作業時間計四十小時。

三、作業區域：台中縣市、南投縣及彰化縣(如附圖)。

四、隨文檢送：飛航作業申請書、委託書、搭載人員名冊、飛航計畫書、飛航空域圖作業區域圖各十四份。

五、臨時起降場所需資料：起降場航線圖說、起降場平面位置圖、起降區及四周現況照片、起降場地使用同意證明文件、起降場地使用計劃書、搭載人員名冊、航空器基本資料等，相關文件如附件。

正本：交通部民用航空局
副本：

董事長 蔡正雄

公司地址：台中市文心路四段八十二號三樓
電話：(04)2935388 042-4250383
傳真：(04)2935401 042-4250384

正本

裝

訂

線

交通部民用航空局 函

受文者：凌天航空公司

機關地址：台北市敦化北路三四〇號
傳 真：(02) 23496050

速別：最速件

密等及解密條件：普通

發文日期：中華民國九十年八月二十日

發文字號：空運管（九十）字第〇〇二五三四五號

附件：

主旨：有關 貴公司受臺灣電力公司委託以 BELT 206E3 型機執行台電輸電線路緊急巡視及礙掃作業，並擬以中寮變電所作為臨時起降場乙案，同意自八月二十日起至十一月十六日止辦理，請查照。

說明：

- 一、復 貴公司九十年八月十六日天業（九十）字第〇〇三三號函。
- 二、請確依飛航規則及飛航指南等相關規定作業，如需於○類空域作業，請事先協調相關航管單位後實施。
- 三、執行任務時應於臨時起降場設置「H」標誌並固定之。
- 四、請依「民營飛行場管理規則」規定辦理。直昇機起降前應先通知當地警察機關，作業前一日及作業當日，貴公司應派員駐場，確實隨時檢核起降場地四周淨空需求及地面障礙物，是否



P. 01

88627181545

EP81RLINES

MON, 28-AUG-01 15:26

符合直昇機起降飛航安全作業規定。請轉知駕駛員執行飛行任務時，確實注意電纜線、燈桿以及障礙物等，以維飛航安全，並派員加強地面管制及安全維護事宜。

五、嚴禁在核准以外地點降落。

**民用航空局
核辦在案**

正本：凌天航空公司

副本：國防部情報參謀次長室、空軍總司令部、空軍作戰司令部、內政部警政署、航空警察局、飛航管制聯合協調中心、飛航服務總臺、臺中航空站、本局飛航管制組、飛航標準組、場站組、空運組（均含附件）

局長游芳來

依分層負責規定授權單位主管決行

此頁空白

附錄 19-發動機操作及維修手冊



Allison Gas Turbine

250-C20 Series Operation and Maintenance

PARA 3-88 (cont)

(a) On twin engine aircraft, each engine should be operated individually at 100% Nr and Flat pitch.

(b) On single engine aircraft, engine should be operated at power required to make aircraft light on its skids.

(5) Listen for abnormal noise on coastdown and abnormally short coastdown time.

3-89. SYSTEMS MAINTENANCE.

3-90. System maintenance includes the inspections, cleaning, replacements, and adjustments accomplished on the items making up the major systems of the engine.

3-91. FUEL, CONTROL AIR, AND OIL TUBES.

3-92. Inspect tubes for dents, chafing or cracks.

- a. Reject tubes with cracks (dye check) in any area.
- b. Reject tubes having dents or chafing on the flared ends or on the retention clamps.
- c. Reject tubes with dents exceeding 1/8 in. (3 mm) depth or having a sharp radius.

NOTE

Install rigid tubes in accordance with Rigid Tube Installation, para 3-20.

3-93. FUEL SYSTEM.

WARNING

WATER OR CONTAMINATION IN THE FUEL CAN CAUSE FLAMEOUT OR POWER LOSS.

AIR LEAKS IN THE FUEL SYSTEM OR THE PNEUMATIC SENSING SYSTEM CAN CAUSE FLAMEOUTS, POWER LOSS OR OVERSPEED.

FAILURE TO PROPERLY INSTALL, ALIGN, AND TORQUE FUEL, OIL, AND AIR FITTINGS AND TUBES COULD RESULT IN AN ENGINE FAILURE.

此頁空白

附錄 20-Bell 公司 206 型機認證文件

TRANSPORT CANADA A/C CERT

NO. 922 P. 4/5

4/5

(a) Fuel tanks shall be capable of withstanding without failure all vibration, inertia, fluid, and structural loads to which they may be subjected in operation.

(b) Fuel tanks shall be capable of withstanding, without failure or leakage, an internal pressure equal to the pressure developed during the maximum limit acceleration with full tanks, except that in no case shall the minimum internal pressure be less than 1.5 lb./sq. in. for conventional type tanks or less than 2.0 lb./sq. in. for bladder type tanks.

(c) Fuel tanks of 10 gallons or greater capacity shall incorporate internal baffles unless external support is provided to resist surging.

(d) Fuel tanks shall be separated from the engine compartment by a fire wall. At least one-half inch clear air space shall be provided between the tank and fire wall.

(e) Spaces adjacent to the surfaces of fuel tanks shall be ventilated so that fumes cannot accumulate in the tank compartment in case of leakage. If two or more tanks have their outlets interconnected, they shall be considered as one tank. The air spaces in such tanks shall be interconnected to prevent the flow of fuel from one tank to another as a result of a difference in pressure in the respective tank air spaces.

§ 6.423 *Fuel tank details—(a) Expansion space.* Fuel tanks shall be provided with an expansion space of not less than 2 percent of the tank capacity. It shall not be possible to fill the fuel tank expansion space inadvertently when the rotorcraft is in the normal ground attitude.

(b) *Sumps.* Each fuel tank shall incorporate a sump and drain located at the point in the tank which is the lowest when the rotorcraft is in the normal ground attitude. The main fuel supply shall not be drawn from the bottom of the sump.

(c) *Filler connection.* The design of fuel tank filler connections shall be such as to prevent the entrance of fuel into the fuel tank compartment or to any other portion of the rotorcraft other than the tank itself. (See also § 6.738 (b)(1).)

(d) *Vents.* Fuel tanks shall be vented from the top portion of the expansion space in such a manner that venting of the tank is effective under all normal flight conditions. The air vents shall be arranged to minimize the possibility of stoppage by dirt or ice formation.

(e) *Outlet.* Fuel tank outlets shall be provided with large-mesh finger strainers.

§ 6.424 *Fuel pumps.* If a mechanical pump is employed, an emergency pump shall also be installed to be available for immediate use in case of failure of the mechanical pump. Pumps of appropriate capacity may also be used for pumping fuel from an auxiliary tank to a

main fuel tank. Mechanical pump systems shall be so arranged that they cannot feed from more than one tank at a time.

§ 6.425 *Fuel system lines and fittings.* (a) Fuel lines shall be installed and supported to prevent excessive vibration and to withstand loads due to fuel pressure and due to accelerated flight conditions.

(b) Fuel lines which are connected to components of the rotorcraft between which relative motion could exist shall incorporate provisions for flexibility.

(c) Flexible hose shall be of an approved type.

(d) All fuel lines and fittings shall be of sufficient size so that the fuel flow, with the fuel being supplied to the carburetor at the minimum pressure for proper carburetor operation, is not less than the following:

(1) For gravity feed systems: 1.5 times the normal flow required to operate the engine at take-off power;

(2) For pump systems: 1.25 times the normal flow required to operate the engine at take-off power.

(e) Design factors conducive to vapor lock, such as vertical humps in the lines, shall be avoided.

(f) A test for proof of compliance with the applicable flow requirements shall be conducted.

§ 6.426 *Valves.* A positive and quick-acting valve which will shut off all fuel to each engine individually shall be provided. The control for this valve shall be within easy reach of appropriate flight personnel. In the case of rotorcraft employing more than one source of fuel supply, provision shall be made for independent feeding from each source. The shutoff valve shall not be located closer to the engine than the remote side of the fire wall.

§ 6.427 *Strainers.* A strainer incorporating a sediment trap and drain shall be provided in the fuel system between the fuel tanks and the engine and shall be installed in an accessible position. The screen shall be easily removable for cleaning. If an engine-driven fuel pump is provided, the strainer shall be located between the fuel tank and the pump.

§ 6.428 *Drains.* One or more accessible drains shall be provided at the lowest point in the fuel system to drain completely all parts of the system when the rotorcraft is in its normal position on level.

國家圖書館出版品預行編目資料

航空器失事調查報告：中華民國 90 年 9 月 3 日
凌天航空公司 BELL-206B-3 直昇機，國籍登記
號碼 B-31135 於臺中市進行礙掃作業中墜毀失
事 / 行政院飛航安全委員會編著.-- 臺北市：
飛安委員會，民 91
面；公分

ISBN 957-01-1470-3 (平裝)

1. 航空事故 - 調查 2. 飛行安全

航空器失事調查報告

中華民國 90 年 9 月 3 日凌天航空公司 BELL-206B-3 直昇機，國籍登記
號碼 B-31135 於台中市進行礙掃作業中墜毀失事

編著者：行政院飛航安全委員會
出版機關：行政院飛航安全委員會
電話：(02)25475200
地址：台北市松山區 105 復興北路 99 號 16 樓
網址：<http://www.asc.gov.tw>
出版年月：中華民國 91 年 7 月
經銷處：三民書局：台北市重慶南路一段 62 號
五南文化廣場：台中市中山路 2 號
新進圖書廣場：彰化市光復路 177 號
青年書局：高雄市青年一路 141 號
國家書坊台視總店：台北市八德路三段 10 號

GPN：

ISBN：957-01-1470-3 (平裝)

定價：新台幣 元

ASC-AAR-02-03-001

統一編號

Aviation Safety Council

16th Floor Fu-Hsing North Road

Taipei 105, Taiwan, R.O.C.

Tel: 886-2-2547-5200

Fax: 886-2-2547-4975