

# 飛航事故調查報告

ASC-AOR-10-07-001

中華民國 97 年 7 月 11 日

內政部空中勤務總隊

機型 UH-1H

編號 NA-518

花蓮鳳林馬太鞍溪堤防迫降事故

行政院飛航安全委員會  
AVIATION SAFETY COUNCIL

中華民國 99 年 7 月

本頁空白

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

中華民國飛航事故調查法第五條：

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

國際民航公約第 13 號附約第 3 章第 3.1 節規定：

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

本頁空白

## 摘要報告

民國 97 年 7 月 11 日，內政部空中勤務總隊（以下簡稱空勤總隊）所屬編號 NA-518，UH-1H 型直升機，執行特搜組合訓練任務。該機約於 0829 時於花蓮機場起飛，0851 時飛抵花蓮機場南面約 17 哩處執行繩索下降、吊環、吊籃、森林穿越及吊掛等特搜組合訓練任務，於 0932 時結束後，航機暫停於馬太鞍溪訓練場附近之堤防上。0933 時，開始執行正駕駛精確滯空常年訓練，訓練前由飛航教師示範正常起飛動作。0933 時航機起飛，空速約 15 哩／時，高度約 20 呎，此時發動機低轉速警告聲響起，同時『RPM LIMIT』警示燈及『Master Caution』燈亮起，飛航教師檢查發動機轉速為 6,000 rpm 且繼續向下掉，航機快速下降，觸地後向前彈跳約 5 公尺後停止於堤防上，機上載有飛航教師、正駕駛員、機工長、特搜隊員 4 名，合計 7 名人員。人員均安，航機結構實質損害。

行政院飛航安全委員會（以下簡稱本會）為負責調查發生於中華民國境內之民用航空器、公務航空器及超輕型載具飛航事故之政府獨立機關，依據中華民國飛航事故調查法以及參考國際民航公約第 13 號附約（Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation），於事故發生接獲通報後依法展開調查工作。受邀參與本次調查之機關（構）包括：空勤總隊、亞洲航空股份有限公司（簡稱亞航）、美國運輸安全委員會及美商貝爾直升機製造公司（簡稱貝爾）。

歷 10 月之事實資料蒐集作業，於 98 年 4 月 7 日進行本事故調查事實資料報告確認，同時展開分析作業。於 98 年 11 月 23 日進行分析結果說明，參酌調查相關機關（構）對調查分析內容之意見。綜整相關意見後，於 99 年 3 月 19 日將「調查報告草案」再函送相關機關（構），請其提供意見。經專案調查小組參採相關機關（構）之回覆意見，彙整本調查報告草案之內容，於 99 年 6 月 29 日經本會第 134 次委員會議審核通過，並於 99 年 7 月 26 日對外發布。

本會依據分析資料提出以下之調查發現及改善建議。

## 調查發現

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

### 與可能肇因有關之調查發現

此類調查發現係屬已經顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素。其中包括：不安全作為、不安全狀況或造成本次事故之安全缺失等。

### 與風險有關之調查發現

此類調查發現係涉及飛航安全之風險因素，包括未直接導致本次事故發生之不安全作為、不安全條件及組織與整體性之安全缺失等，以及雖與本次事故無直接關連但對促進飛安有益之事項。

### 其他調查發現

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

### 與可能肇因有關之調查發現

1. 該機發動機轉速下降肇致事故之機械、天候、航空器結構等因素應可排除；因無飛航紀錄資料，無證據顯示發動機轉速下降現象與駕駛員操作有關，但其可能性亦未排除。(2.1.1, 2.2)

### 與風險有關之調查發現

1. 該機駕駛員於低高度發動機失效時之處置無不符合空勤總隊 UH-1H 型機緊急程序，然於事故發生前，未曾接受 UH-1H 型機低高度發動機失效緊急程序之適當訓練，該情形將增加駕駛員遭遇類似狀況時之風險。(2.1.2, 2.1.3)
2. 由於 UH-1H 型機為單發動機，實際操作低高度發動機失效風險較高，加上目前國內、外皆已無 UH-1H 型機之模擬機可作為訓練之用，對於未能接受實機訓練，又無法獲得適當模擬機訓練的駕駛員，在遭遇到低高度發動機失效的狀況時，將面臨較大之挑戰及風險。(2.1.3)
3. 空勤總隊於載重計算、審核、歸檔的作業機制及執行過程，無法有效避免錯誤的發生，亦無法及時發現錯誤的存在。(2.1.4)
4. 特搜隊員同乘於執行與特搜任務無關之常年訓練課目將增加風險。空勤總隊現行之訓練內容並無避免上述風險之規劃。(2.1.5)
5. 空勤總隊現行之飛安管理組織，尚未能完善發揮飛航安全管理制度之功能。(2.5)

### **其他調查發現**

1. 空勤總隊現有之 UH-1H 型機無法得到完整之商用服務，亦無法獲得軍系之支援，不但不利於維修品質，亦對該型機之事故調查產生不良影響。(2.4)
2. 經檢視該直升機所有結構零組件均為重著陸時與地面撞擊之損壞，結構失效可能肇事之因素應可排除。(2.3)
3. 事故當時天氣狀況良好，排除惡劣天氣因素。(1.7)

### **飛安改善建議**

### **致空中勤務總隊**

1. 注意及加強該型機駕駛員起飛相關之操作程序，以避免起飛時油門未置於最大馬力肇致事故之可能。(ASC-ASR-10-07-001)
2. 評估 UH-1H 型機目前可使用之訓練方式及資源，建立該機隊低高度發動機失效緊急程序之適當術科訓練，以加強駕駛員之處置能力。(ASC-ASR-10-07-002)
3. 重新檢視任務前航機載重之計算、審核程序及歸檔的作業機制及執行過程，並加強駕駛員載重平衡之教育訓練，以有效避免載重計算錯誤的發生，並建立有效之審核機制以確保計算之正確性。(ASC-ASR-10-07-003)
4. 協議現有及未來所有機型之製造廠必須依據 ICAO ANNEX 13 之國際事故調查合作規定，提供所有事故調查之協助，以利航空器維修品質之提升及事故調查程序之完整。(ASC-ASR-10-07-004)
5. 規劃常年訓練之內容應將特搜隊員同乘之風險列入考量。  
(ASC-ASR-10-07-005)
6. 空中勤務總隊應儘速建立一專職、專責、有效之飛安監理機制，以改善公務航空器之飛航安全。(ASC-ASR-10-07-006)

### 致內政部

1. 督導空中勤務總隊，協議現有及未來所有機型之製造廠必須依據 ICAO ANNEX 13 之國際事故調查合作規定，提供所有事故調查之協助，以利航空器維修品質之提升及事故調查程序之完整。(ASC-ASR-10-07-007)
2. 儘速建立一專職、專責、有效之飛安監理機制，以改善公務航空器之飛航安全。  
。(ASC-ASR-10-07-008)

## 目 錄

摘要報告 .....	I
目 錄 .....	V
表目錄 .....	IX
圖目錄 .....	XI
第一章 事實資料 .....	1
1.1 飛航經過 .....	1
1.2 人員傷害 .....	1
1.3 航空器損害情況 .....	1
1.4 其他損害情況 .....	2
1.5 人員資料 .....	2
1.5.1 基本資料 .....	2
1.5.1.1 飛航教師 .....	2
1.5.1.2 正駕駛員 .....	3
1.6 航空器資料 .....	3
1.6.1 載重平衡資料 .....	3
1.6.2 航空器基本資料 .....	4
1.6.2.1 航空器基本資料 .....	4
1.6.2.2 發動機基本資料 .....	5
1.6.3 維修紀錄 .....	5
1.7 天氣資料 .....	6
1.8 助、導航設施 .....	6
1.9 通信 .....	6
1.10 場站資料 .....	6
1.11 飛航紀錄器 .....	6
1.12 航空器殘骸與撞擊資料 .....	10

1.12.1	航空器結構損害情形 .....	10
1.12.1.1	機鼻下方區域之結構與附件損害 .....	10
1.12.1.2	機腹區域之結構與附件損害 .....	12
1.12.1.3	尾桁之結構損害 .....	12
1.12.1.4	垂直安定面之結構損害 .....	17
1.12.1.5	滑橈之結構損害 .....	18
1.12.1.6	其他結構狀況 .....	20
1.13	醫療與病理 .....	21
1.14	火災 .....	21
1.15	生還因素 .....	21
1.16	測試與研究 .....	21
1.17	組織與管理 .....	29
1.17.1	組織架構 .....	29
1.17.2	勤務大隊及機隊 .....	29
1.17.3	飛行訓練業務 .....	30
1.17.4	飛行考核業務 .....	30
1.18	其他資料 .....	31
1.18.1	訪談資料 .....	31
1.18.1.1	飛航教師訪談摘要 .....	31
1.18.1.2	正駕駛員訪談摘要 .....	33
1.18.1.3	機工長訪談摘要 .....	33
1.18.1.4	同乘於機上之特搜隊員訪談摘要 .....	34
1.18.1.5	檢定教師訪談摘要 .....	34
1.18.1.6	航務組組長訪談摘要 .....	37
1.18.2	飛航操作相關資料 .....	38
1.18.2.1	機組員職掌 .....	38

---

1.18.2.2 UH-1H 型機緊急程序 .....	39
1.18.2.3 飛行課目訓練程序 .....	40
1.18.3 調查作業 .....	43
第二章 分析 .....	45
2.1 飛航操作 .....	45
2.1.1 發動機失效之原因 .....	45
2.1.2 低高度發動機失效之飛航操作 .....	45
2.1.3 低高度發動機失效訓練 .....	46
2.1.4 飛行訓練之執行及紀錄 .....	46
2.1.5 飛行訓練規劃及風險 .....	47
2.1.6 載重平衡之計算 .....	47
2.1.7 GPS 滯空時間分析 .....	48
2.2 維修作業 .....	50
2.3 航空器結構損害 .....	51
2.4 事故調查作業 .....	52
2.5 安全管理機制之建立 .....	52
第三章 結論 .....	55
3.1 與可能肇因有關之調查發現 .....	55
3.2 與風險有關之調查發現 .....	55
3.3 其他調查發現 .....	56
第四章 飛安改善建議 .....	57
4.1 飛安改善建議 .....	57
4.2 已完成或進行中之改善措施 .....	58
4.2.1 內政部空中勤務總隊 .....	58
4.2.2 內政部 .....	61
附錄 .....	63

---

附錄 1-1	油門桿控制調整之檢查.....	63
附錄 1-2	衰降補償控制調整之檢查之 1.....	69
附錄 1-3	衰降補償控制調整之檢查之 2.....	71
附錄 2	發動機功能測試紀錄.....	77
附錄 3-1	貝爾來函 1.....	79
附錄 3-2	發動機故障排除流程 13.....	81
附錄 4	油控器功能測試紀錄.....	83
附錄 5	超速調速器功能測試紀錄.....	91
附錄 6	燃油管功能測試紀錄.....	93
附錄 7	燃油增壓泵功能測試紀錄.....	95
附錄 8	燃油化驗記錄.....	101
附錄 9	貝爾來函 2.....	103
附錄 10	貝爾備忘錄.....	105
附件	.....	109
附件 1	GPS 記錄資料 1 筆 (08:29:10~09:36:09) .....	109

---

## 表目錄

表 1.5-1	駕駛員基本資料表.....	2
表 1.6-1	載重計算表.....	4
表 1.6-2	有地面效應及無地面效應時最大安全起飛重量表.....	4
表 1.6-3	航空器基本資料.....	4
表 1.6-4	發動機基本資料.....	5
表 2.1-1	NA-518 機載 GPS 最後紀錄資料列表 .....	49

本頁空白

## 圖目錄

圖 1.11-1	GPS 接收機記錄之高度與地速對照圖 .....	8
圖 1.11-2	GPS 接收機記錄之飛航軌跡 .....	8
圖 1.11-3	GPS 接收機記錄之迫降前高度與地速對照圖 .....	9
圖 1.11-4	GPS 接收機記錄之飛航軌跡-迫降前軌跡 .....	9
圖 1.12-1	航空器結構損傷區分 .....	10
圖 1.12-2	機鼻下方蒙皮破裂 (後視圖) .....	10
圖 1.12-3	切纜器之刃尖 .....	11
圖 1.12-4	電瓶艙下方鋁合金蒙皮損傷 .....	11
圖 1.12-5	尾桁左側蒙皮損傷 .....	12
圖 1.12-6	尾桁左側前段 A 區蒙皮之皺摺變形 .....	13
圖 1.12-7	尾桁左側 B 區之蒙皮皺摺變形 .....	13
圖 1.12-8	尾桁左側 B 區下側之蒙皮擠壓皺摺破裂 .....	14
圖 1.12-9	壓縮挫曲型態之尾椎單蒙皮皺摺變形 .....	14
圖 1.12-10	尾桁右側蒙皮損傷分佈圖 - D 區與 E 區 .....	15
圖 1.12-11	尾桁右側蒙皮損傷分佈圖 - F 區 .....	15
圖 1.12-12	尾桁右側 E 區之蒙皮皺摺及變形 .....	16
圖 1.12-13	尾桁右側 E 區下側之蒙皮擠壓皺摺破裂 .....	16
圖 1.12-14	尾桁底部 G 區之蒙皮損傷 .....	17
圖 1.12-15	垂直安定面左側蒙皮皺摺變形 .....	18
圖 1.12-16	垂直安定面右側蒙皮皺摺變形 .....	18
圖 1.12-17	滑橈與地面擦撞痕跡 .....	19
圖 1.12-18	滑橈於地面遺留之紅色漆痕 .....	19
圖 1.12-19	滑橈損傷 .....	20
圖 1.12-20	尾橈 .....	20
圖 1.16-1	油門流量指示全馬力位置 (箭指處) .....	21

圖 1.16-2	油門流量指示關斷位置 (箭指處) .....	22
圖 1.16-3	燃油增壓泵壓力指示於正常綠線範圍內 (箭指處) .....	22
圖 1.16-4	燃油關斷瓣於開啓位置.....	23
圖 1.16-5	燃油關斷瓣於關斷位置.....	23
圖 1.16-6	油門桿控制調整之檢查.....	24
圖 1.16-7	衰降補償控制調整之檢查.....	25
圖 1.16-8	發動機試俾台測試.....	26
圖 1.16-9	油控器功能測試.....	27
圖 1.16-10	超速調速器功能測試.....	27
圖 1.16-11	燃油增壓泵及燃油供應管配置圖.....	28
圖 1.16-12	燃油增壓泵功能測試.....	28
圖 1.16-13	燃油化驗.....	29
圖 2.1-1	最後 5 筆 GPS 航跡變化圖 .....	50

# 第一章 事實資料

## 1.1 飛航經過

民國 97 年 7 月 11 日，內政部空中勤務總隊（以下簡稱空勤總隊）所屬編號 NA-518，UH-1H 型直升機，執行特搜組合訓練任務，機上載有飛航教師、正駕駛員、機工長、特搜隊員 4 名，合計 7 名人員。

該機約於 0829<sup>1</sup>時於花蓮機場起飛，0851 時飛抵花蓮機場南面約 17 哩處執行繩索下降、吊環、吊籃、森林穿越及吊掛等特搜組合訓練任務，當地標高約 1,200 呎，特搜組合訓練約於 1,250 呎高度執行。

特搜組合訓練於 0932 時結束，航機暫停於馬太鞍溪訓練場附近之堤防上。0933 時，開始執行正駕駛精確滯空訓練，訓練前由飛航教師示範正常起飛動作。

0933 時航機起飛，空速約 15 哩／時，扭力 40psi，高度約 20 呎，此時發動機低轉速警告聲響起，同時『RPM LIMIT』警示燈及『Master Caution』燈亮起，飛航教師檢查發動機轉速為 6,000 rpm 且繼續向下掉，航機快速下降，在直升機開始下降至接近地面約 7-8 呎之距離內，飛航教師曾分 3 次上帶集體桿降低下降率。直升機觸地後向前彈跳約 5 公尺後停止於堤防上。

## 1.2 人員傷害

無人員傷亡。

## 1.3 航空器損害情況

直升機機鼻下方蒙皮破損、尾桁結構挫曲變形、蒙皮破裂、垂直安定面結構及蒙皮挫曲變形、左右兩側滑橈折損，直升機遭受實質損壞。

---

<sup>1</sup> 本報告所用之時間皆為 24 小時制台北時間（UTC +8hr）。

## 1.4 其他損害情況

無其他損害。

## 1.5 人員資料

### 1.5.1 基本資料

駕駛員基本資料如表 1.5-1：

表 1.5-1 駕駛員基本資料表

項目	飛航教師	正駕駛員
性別	男	男
事故發生時年齡 (歲)	47	41
進入空勤總隊日期	民國 93 年 3 月	民國 93 年 3 月
目前飛行機種	UH-1H 型機	UH-1H 型機
目前飛行資格	飛航教師	正駕駛員
體格檢查種類	乙類體位	乙類體位
體檢日	民國 97 年 5 月 20 日	民國 97 年 5 月 7 日
最近一次飛航檢定	民國 97 年 6 月 20 日	民國 97 年 6 月 20 日
總飛航時間	5,840 小時 55 分	2,240 小時 40 分
UH-1H 型機總飛行時間	3,989 小時 05 分	1,226 小時 30 分
最近 12 個月飛航時間	308 小時 35 分	168 小時 40 分
最近 30 日內飛航時間	41 小時 15 分	7 小時 20 分
最近 7 日內飛航時間	5 小時 15 分	1 小時 15 分
事故日已飛時間	1 小時 15 分	1 小時 15 分
事故前休息時間	8 小時 以上	8 小時以上

#### 1.5.1.1 飛航教師

飛航教師為中華民國籍，於民國 93 年 3 月進入空勤總隊，擔任 UH-1H 型機駕駛員。至民國 97 年 7 月 11 日止該型機飛行時間為 3,989 小時又 05 分，總飛行時間為 5,840 小時又 55 分。

飛航教師事故前一日 0835-1035 時及 1325-1525 時執行海巡訓練任務，約 2200

時就寢。事故當日擔任此次任務之飛航教師，0500 時起床，0730 時報到，0800 時任務提示。

依事故當日空勤總隊空勤人員酒精檢測紀錄，飛航教師之酒精檢測值為零。

檢定紀錄顯示，飛航教師於 97 年 6 月 20 日接受飛行術科上半年度檢定，10 月 17 日接受下半年及年度合併飛行術科檢定，檢定結果皆為合格。

### 1.5.1.2 正駕駛員

正駕駛員為中華民國籍，民國 93 年 03 月進入空勤總隊，擔任 UH-1H 型機駕駛員。至民國 97 年 7 月 11 日止該型機飛行時間為 1,226 小時又 30 分，總飛行時間為 2,240 小時又 40 分。

依據事故當日空勤總隊空勤人員酒精檢測紀錄，正駕駛員之酒精檢測值為零。

檢定紀錄顯示，正駕駛員於 97 年 2 月 28 日接受飛行術科年度檢定合格。6 月 20 日接受飛行術科上半年度檢定合格，督考官於建議及講評欄中註記：精確滯空持久性不足；基本自轉模擬迫降須加強訓練；併下半年再檢定。11 月 27 日接受下半年術科檢定，基本自轉及模擬迫降操作技巧檢定結果未達合格標準。

## 1.6 航空器資料

### 1.6.1 載重平衡資料

該機最大起飛及落地重量限制為 9,500 磅，重心限制範圍（Center of Gravity index range）為機身站位 130 吋至 144 吋間。

根據依該機載重計算表，載重資料如表 1.6-1：

表 1.6-1 載重計算表

該機基本重量	5,530 磅
正駕駛重量 (含個裝)	160 磅
副駕駛重量 (含個裝)	180 磅
機工長重量 (含個裝)	130 磅
特搜員重量 (含個裝)	666 磅
隨機裝備重量	91 磅
起飛燃油重	1,400 磅
操作總重	8,157 磅

載重計算表中另有以有地面效應及無地面效應時計算最大安全起飛重量 (表 1.6-2) :

表 1.6-2 有地面效應及無地面效應時最大安全起飛重量表

起飛地載重計算	有地面效應	無地面效應
最大容許總重 (磅)	9,450	8,440
操作總重 (磅)	8,157	
最大計劃酬載重量 (磅)	1,293	283
保留重量 (磅)	250	
最大安全酬載重量 (磅)	1,043	33
搭載人員重量 (磅)	900	
搭載裝備重量 (磅)	55	
最大安全起飛重量 (磅)	88	-922

該機之載重計算表中無與航機重心位置計算之平衡資料。

## 1.6.2 航空器基本資料

### 1.6.2.1 航空器基本資料

事故航空器基本資料詳表 1.6-3。

表 1.6-3 航空器基本資料

航空器登記號碼	NA-518
航空器設計原廠	貝爾直升機公司
航空器製造廠	空軍航發中心
型號	UH-1H 型機

序號	18006
製造日期	民國 60 年 8 月 6 日
交空勤務總隊日期	民國 92 年 2 月 27 日
所有人	內政部空中勤務總隊
使用人	內政部空中勤務總隊
飛機總使用時間	6,536:55 小時
飛機總落地次數 (亞航檢整後)	1,171 次
上次定檢種類	6 PM
上次定檢日期	民國 97 年 5 月 20 日
上次定檢後使用時間	61:00 小時
上次定檢後落地次數	69 次

### 1.6.2.2 發動機基本資料

該機裝有漢威 (Honeywell) 公司生產之 T53-L-13B 型發動機一具，相關基本資料詳表 1.6-4。

表 1.6-4 發動機基本資料

型別	T53-L-13B
製造廠	漢威公司
序號	LE-23891A
製造日期	無資料
所有人	內政部空中勤務總隊
總使用時數 (TSN)	3,797 : 10 小時
上次翻修日期	民國 86 年 4 月 15 日
上次翻修後至事故時總使用時數 (TSO)	1,997 : 10 小時
上次定檢 (6 PM) 日期	民國 97 年 5 月 20 日
上次定檢後至事發時使用時數	61:00 小時

### 1.6.3 維修紀錄

該機撥交內政部空中勤務總隊之前由陸軍航空隊負責機體維修，發動機翻修工作由空軍第三後勤指揮部負責；民國 92 年 2 月 27 日由內政部接收後，全機 (含發動機) 維修工作由空中勤務總隊以商維方式委由亞洲航空公司 (以下簡稱亞航) 執行。

審閱事故直升機及發動機經歷紀錄表，該機發動機經試車台測試合格後於民國 97 年 5 月 20 日裝置於機上，於民國 97 年 6 月 6 日（裝機後使用 11:20 飛行小時）曾因衰降補償器作用不良，執行超速調速器（Over Speed Governor, OSG）更換。

## 1.7 天氣資料

花蓮機場 0900 時之機場例行天氣報告為：風向 160 度，風速 5 浬／時；能見度大於 10 公里；稀雲 1,200 呎、疏雲 20,000 呎；溫度 32°C、露點 24°C；高度表撥定值 1,006 百帕；趨勢預報—無顯著變化。

## 1.8 助、導航設施

無相關議題。

## 1.9 通信

無相關議題。

## 1.10 場站資料

無相關議題。

## 1.11 飛航紀錄器

該機未裝置飛航紀錄器（Flight Recorders），該機裝置 1 台攜帶式全球定位系統（Global Positioning System，以下簡稱 GPS）接收機，型號 GARMIN GPSMAP 295，序號不詳。

GPS 接收機外觀完整，資料下載正常，記錄資料包含：時間、經度、緯度、海拔高<sup>2</sup>、軌跡角及地速等，自 0829:10 時至 0936:09 時止，共記錄 1 筆飛航軌跡

---

<sup>2</sup> 海拔高度係由大地基準面起算，大地基準面模型採用地球重力模型-1996（EGM-96）。

(附件 1)。

NA-518 機於 0829:10 時自花蓮機場起飛至馬太鞍溪訓練場執行組合訓練任務，任務期間之飛行高度及地速資料詳圖 1.11-1，飛航軌跡套疊於衛星地圖詳圖 1.11-2。

依據該機 GPS 接收機記錄資料發現如下：

1. 該機於 0829:10 時自花蓮機場起飛。
2. 該機於 0851:52 飛抵馬太鞍溪訓練場執行特搜組合訓練任務，參考坐標為東經 121° 31' 08.6"，北緯 23° 45' 01.9"，約位於花蓮機場南方 17 哩，參考地形高度約 368 公尺<sup>3</sup>。此期間，GPS 記錄高度約介於 420~540 公尺，共執行 5 次地速趨近零，高度維持固定之滯空動作。
3. 特搜組合訓練結束後，該機於 0932:51 時飛抵東經 121° 28' 30.18"，北緯 23° 41' 30.72"，參考地形高度約 100 公尺之馬太鞍溪堤防暫停位置。該暫停位置約位於花蓮機場南方 21.5 哩，距組合訓練任務地點南南西方約 4 哩處。
4. GPS 軌跡顯示，該機於 0933:54 時至 0936:02 時 GPS 紀錄高度由 109 公尺爬升至 115 公尺，此期間水平位移 34 公尺，平均地速為 0.9km/h，詳圖 1.11-3。至於該機為進行精確滯空訓練，由暫停位置再次起飛之確切時間 GPS 並未記錄，相關分析詳 2.1.7。
5. GPS 於 0936:09 時停止記錄，停止記錄位置參考坐標為東經 121° 28' 29.3"，北緯 23° 41' 29.1"，約距堤防暫停位置南南西方 66 公尺處，與現場調查人員測得之起飛點與迫降點距離 65 公尺吻合，因此 GPS 停止記錄點即為「迫降點」，詳圖 1.11-4。

---

<sup>3</sup> 係參考 Google Earth 地形資料。

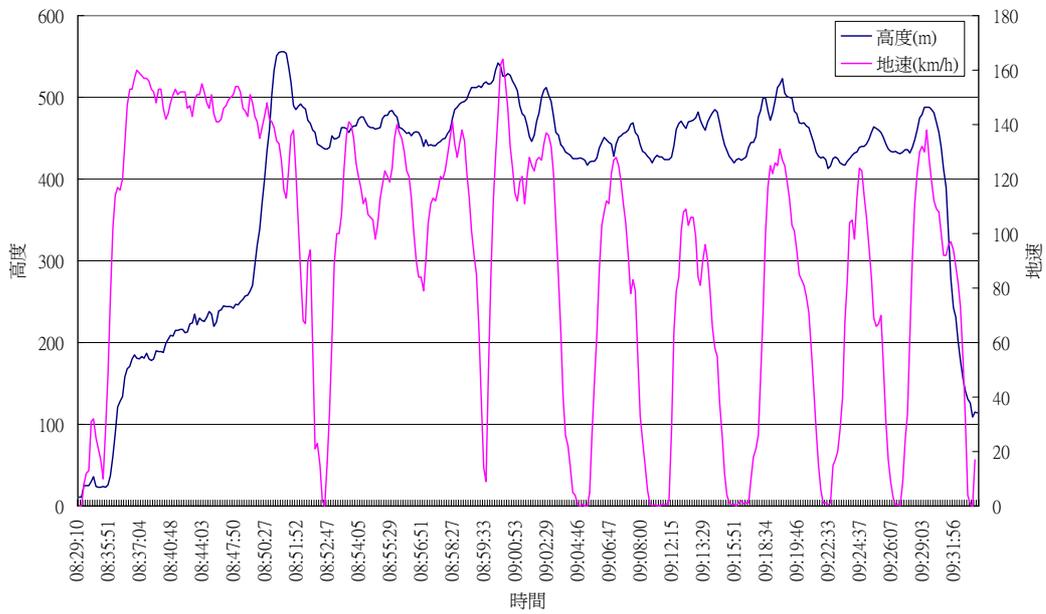


圖 1.11-1 GPS 接收機記錄之高度與地速對照圖

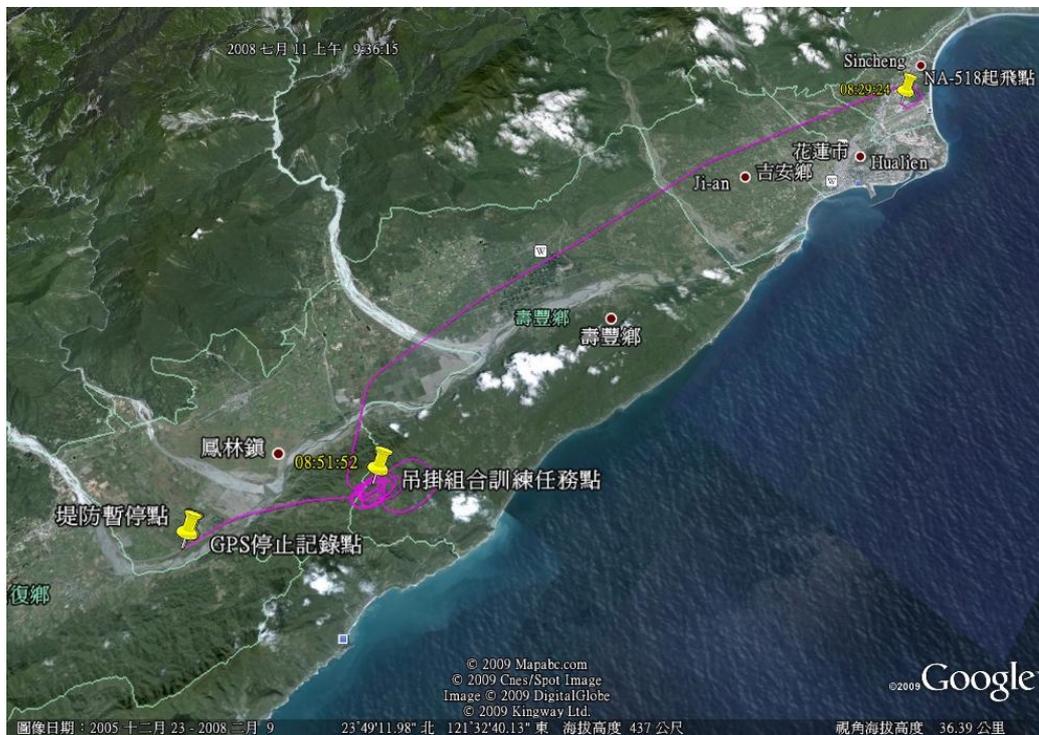


圖 1.11-2 GPS 接收機記錄之飛航軌跡

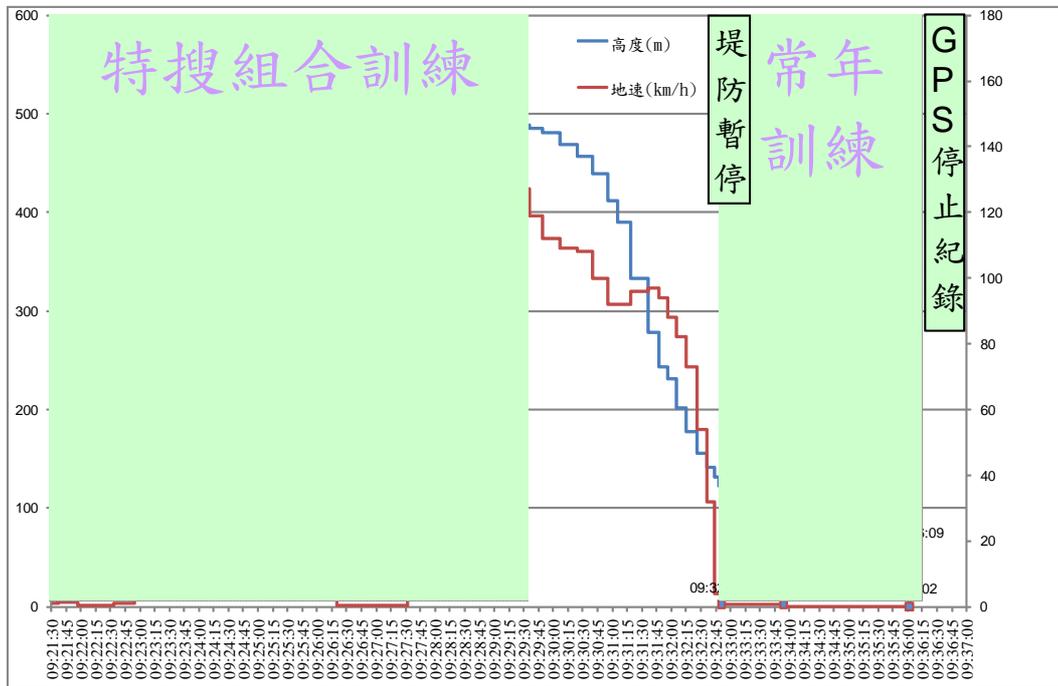


圖 1.11-3 GPS 接收機記錄之迫降前高度與地速對照圖



圖 1.11-4 GPS 接收機記錄之飛航軌跡-迫降前軌跡

## 1.12 航空器殘骸與撞擊資料

### 1.12.1 航空器結構損害情形

航空器結構損傷如圖 1.12-1，概分為 (1) 機鼻下方區域、(2) 機腹、(3) 尾桁、(4) 垂直安定面、(5) 滑橇等五大部分分別敘述。

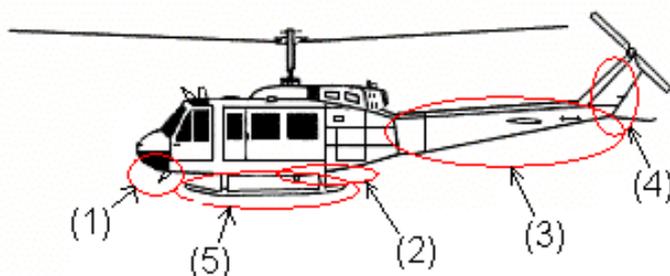


圖 1.12-1 航空器結構損傷區分

#### 1.12.1.1 機鼻下方區域之結構與附件損害

安裝於航機機鼻下方之切纜器，因撞擊地面而斷裂，並於地面留下點狀印痕。其底座因觸地而壓迫蒙皮，導致該區域機身蒙皮沿切纜器底座向內撕裂並產生皺褶，詳圖 1.12-2。



圖 1.12-2 機鼻下方蒙皮破裂 (後視圖)

切纜器之刀尖，因撞擊而脫落，並於航機最終停止點左前方約 12 公尺處尋獲，如圖 1.12-3。



圖 1.12-3 切纜器之刀尖

機鼻下方之鋁合金蒙皮，因慣性衝擊而向外突出，並在兩側產生皺摺，詳圖 1.12-4 所示。



圖 1.12-4 電瓶艙下方鋁合金蒙皮損傷

### 1.12.1.2 機腹區域之結構與附件損害

機腹區域因與地面磨擦撞擊，導致蒙皮磨損及通訊天線折斷。

### 1.12.1.3 尾桁之結構損害

尾桁結構之損傷，主要表現於蒙皮之壓縮挫曲，以及剪力皺摺。尾桁結構之各處損傷，分別區分為：尾桁左側蒙皮之 A、B、C 三區，尾桁右側蒙皮之 D、E、F 三區，與尾桁底側蒙皮之 G 區。如圖 1.12-5 顯示尾桁左側 A、B、C 三區之蒙皮損傷。



圖 1.12-5 尾桁左側蒙皮損傷

#### A 區：剪力挫曲型態之蒙皮變形

尾桁左側蒙皮，在接近與機身連接根部上方側，如圖 1.12-5 之 A 區，有介於兩縱桁與隔框之間的皺摺變形，顯示該區域尾桁之上側承受一張力之作用，傳導至蒙皮、縱桁與隔框組合之框架結構，由主應力方向轉換為對角線之剪應力，而在兩縱桁與隔框間，顯現剪力挫曲之對角線方向波浪皺紋，方向為前下方至後上方之走向，詳圖 1.12-6 所示 A 區之放大照片。



圖 1.12-6 尾桁左側前段 A 區蒙皮之皺褶變形

**B 區：壓縮挫曲型態之蒙皮變形**

於尾桁前端左側前端，距離尾桁與機身接合處約 50 吋至 100 吋之間，亦即尾桁第二與第三隔框之間，詳圖 1.12-5 之 B 區，在該兩隔框前後與兩隔框之間的蒙皮，有大面積之壓縮挫曲及皺摺變形，詳圖 1.12-7 所示。B 區蒙皮變形範圍內，接近尾桁側蒙皮與尾桁下蒙皮之接合處上方，有因擠壓造成的蒙皮皺摺及破裂，詳圖 1.12-8 所示。



圖 1.12-7 尾桁左側 B 區之蒙皮皺摺變形



圖 1.12-8 尾桁左側 B 區下側之蒙皮擠壓皺摺破裂

C 區：壓縮挫曲型態之尾椎罩蒙皮變形

詳圖 1.12-9，尾桁之尾椎罩，承受由上方來之順時鐘方向力量擠壓，而產生表面壓縮挫曲皺摺變形。



圖 1.12-9 壓縮挫曲型態之尾椎罩蒙皮皺摺變形

尾桁右側之蒙皮結構損傷與左側型態一致，分佈之位置也與尾桁左側類似損傷之位置大致對稱，但尾桁右側之蒙皮結構損傷分佈區域較廣，且蒙皮皺摺與破裂程度較左側為嚴重。詳圖 1.12-10 分佈圖顯示 D 區與 E 區之損害狀況，以及圖 1.12-11 顯示尾桁後段 F 區之損害狀況。



圖 1.12-10 尾桁右側蒙皮損傷分佈圖 - D 區與 E 區



圖 1.12-11 尾桁右側蒙皮損傷分佈圖 - F 區

#### D 區：剪力挫曲型態之蒙皮變形

於尾桁右側蒙皮，發現類似於尾桁左側 A 區介於兩縱桁與隔框之間的皺摺變形，其典型對角線方向波浪皺紋，如同尾桁左側 A 區之波浪皺紋型態，方向亦為前下方至後上方之走向。

E 區：壓縮挫曲型態之蒙皮變形

於尾桁前端左側蒙皮，距離與機身連接處約 100 吋至 200 吋之間，亦即尾桁第三與第五隔框之間，如圖 1.12-10 之 E 區，在第三與第四隔兩隔框之間的蒙皮，有大面積之壓縮挫曲皺摺變形，且壓縮挫曲之蒙皮變形跨過第四隔框，而影響到第五隔框安裝處之蒙皮，詳圖 1.12-12 所示。同時於第四隔框後側，接近尾桁側蒙皮與尾桁下蒙皮之接合處上方，也發現如同左側蒙皮擠壓造成的蒙皮皺摺及破裂，詳圖 1.12-13 所示。



圖 1.12-12 尾桁右側 E 區之蒙皮皺摺及變形

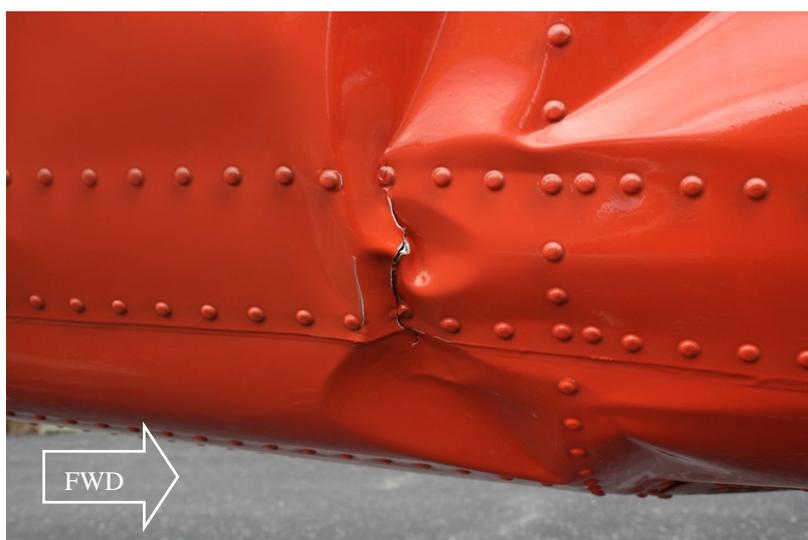


圖 1.12-13 尾桁右側 E 區下側之蒙皮擠壓皺摺破裂

### F 區：壓縮挫曲型態之尾桁尾端蒙皮變形

如圖 1.12-11，尾桁之尾端承受由上方來之逆時鐘方向力量擠壓，而產生表面壓縮挫曲變形。

### G 區：壓縮挫曲型態之尾桁底部蒙皮變形

尾桁底部蒙皮結構之壓縮挫曲變形區域，與尾桁左側 B 區和右側 E 區之大面積壓縮挫曲變形連接。其結構變形區域，由尾桁第二隔框向後延伸至第五隔框，呈現一典型細長樑柱遭受偏心軸向壓力之向下彎矩，導致下側承受擠壓應力，終致超過其挫曲穩定度 (Buckling Stability)，而發生材料挫曲變形與破壞的現象，見圖 1.12-14。

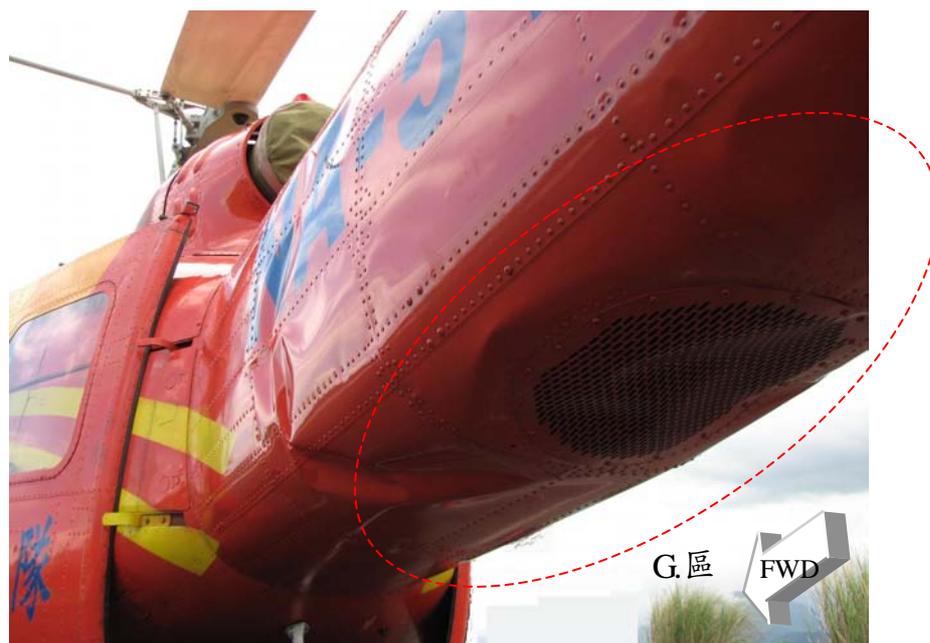


圖 1.12-14 尾桁底部 G 區之蒙皮損傷

#### 1.12.1.4 垂直安定面之結構損害

垂直安定面左右兩側蒙皮，均發現往下之挫曲變形，詳圖 1.12-15 與圖 1.12-16 所示。



圖 1.12-15 垂直安定面左側蒙皮皺摺變形

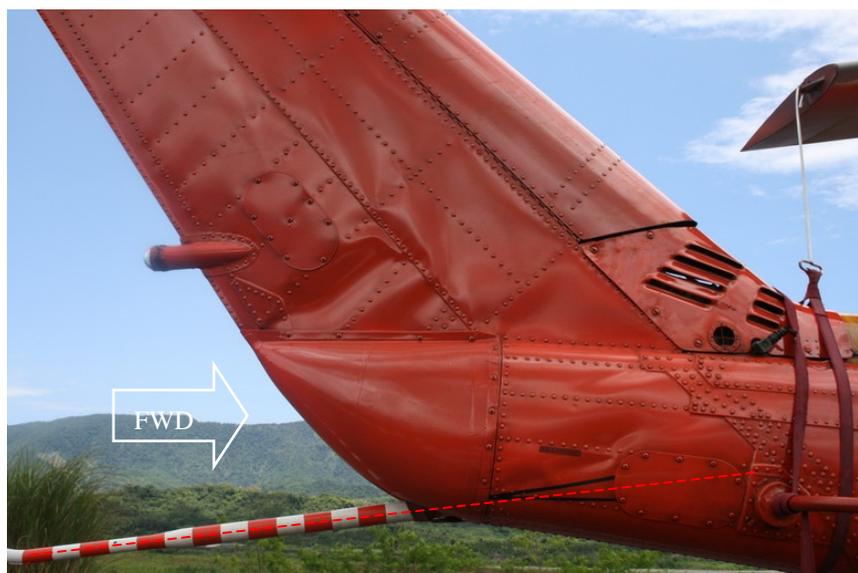


圖 1.12-16 垂直安定面右側蒙皮皺摺變形

### 1.12.1.5 滑橈之結構損害

詳圖 1.12-17 地面撞擊痕跡，顯示事故機滑橈與地面擦撞，滑橈腳架因衝擊而向後翻折，並於腳架和滑橈連接處斷裂，遂令機腹著地並向前方彈跳，滑橈並於地面留下如圖 1.12-18 之紅色漆痕，左右兩擦痕相距 246 公分。滑橈腳架向後翻折並於腳架和滑橈連接處斷裂，如 1.12-19 圖所示。



圖 1.12-17 滑槳與地面擦撞痕跡

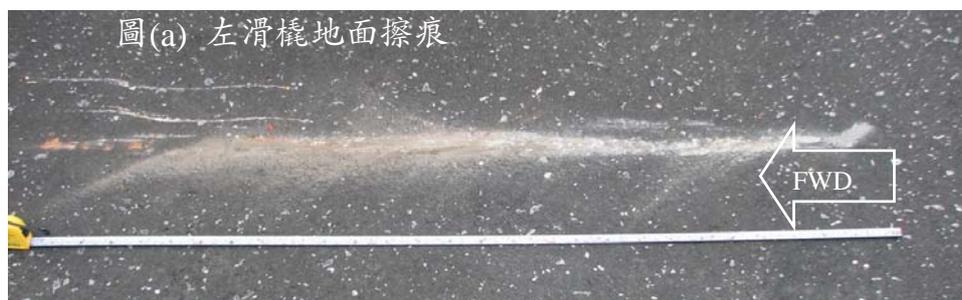


圖 1.12-18 滑槳於地面遺留之紅色漆痕



圖 1.12-19 滑橈損傷

#### 1.12.1.6 其他結構狀況

未發現其他明顯航機結構損傷；尾橈亦無位移變形且未超出標示之彎折上下限度，尾橈底部亦無與地面接觸痕跡，詳圖 1.12-20。



圖 1.12-20 尾橈

### 1.13 醫療與病理

無相關議題。

### 1.14 火災

無火災發生。

### 1.15 生還因素

無相關議題。

### 1.16 測試與研究

民國 97 年 7 月 11 日，由飛安會、空勤總隊及亞航代表組成之調查小組於事故發生現場執行事故機駕駛艙油門控制、燃油增壓泵與燃油關斷瓣功能之操作測試，結果如下：

1. 請該機駕駛員設定發動機油門於全馬力及關斷位置，檢視駕駛艙至發動機之燃油操作連桿作動正常，燃油流量指示器於全馬力（詳圖 1.16-1）及關斷（詳圖 1.16-2）之油門設定時皆於正確位置。

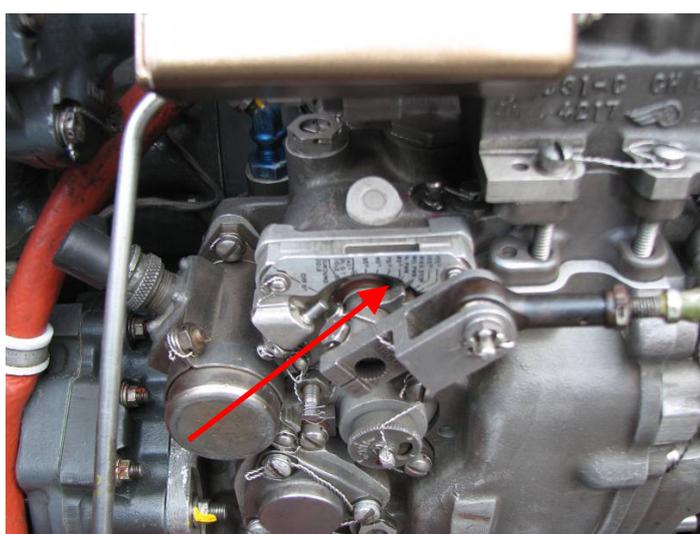


圖 1.16-1 油門流量指示全馬力位置（箭指處）



圖 1.16-2 油門流量指示關斷位置 (箭指處)

2. 請該機機工長接上飛機電瓶，駕駛員打開駕駛艙電源開關，電瓶電力供應至飛機，置燃油增壓泵開關於 ON，檢視其出口燃油壓力指示為 6 psi，指針介於該錶蓋邊框綠線範圍內 (如圖 1.16-3)，為正常操作壓力範圍。



圖 1.16-3 燃油增壓泵壓力指示於正常綠線範圍內 (箭指處)

3. 操作燃油關斷瓣開關，置開關於 ON，耳聞關斷瓣內馬達作動聲響，瓣膜移動至開啓位置 (如圖 1.16-4)，置開關於 OFF，耳聞關斷瓣內馬達作動聲響，瓣膜移動至關閉位置 (如圖 1.16-5)，燃油關斷瓣功能測試結果正常。



圖 1.16-4 燃油關斷瓣於開啓位置



圖 1.16-5 燃油關斷瓣於關斷位置

民國 97 年 7 月 14 日，由飛安會、空勤總隊及亞航代表組成之調查小組，於亞航直升機工廠進行事故機系統檢視（詳圖 1.16-6，1.16-7），結果如下：

1. 油門桿控制調整之檢查（CHECK OF POWER LEVER CONTROLS ADJUSTMENT），參考技術手冊 TM 55-1520-210-23-1 PARA.4-112（詳附錄 1-1），檢查結果如下：

1.1 油門關俾緩衝減震 (TWIST-GRIP CUSHION) : 5 度

1.2 油門大俾緩衝減震 (TWIST-GRIP CUSHION) : 5 度

依據技術手冊，限制範圍為  $5 \pm 2$  度，上述調整皆於限制範圍內。



圖 1.16-6 油門桿控制調整之檢查

2. 衰降補償控制調整之檢查 (CHECK OF DROOP COMPENSATOR CONTROLS ADJUSTMENT)，依據技術手冊 TM 55-1520-210-23-1 PARA.4-121&122 (詳附錄 1-2)，檢查結果如下：

2.1 線性致動器測試 (LINEAR ACTUATOR TEST)

- 行程 (TRAVEL) : 1.41 吋
- 伸長時間 (EXTENSION TIME) : 6 秒
- 收縮時間 (RETRACTION TIME) : 6 秒

依據技術手冊，限制行程範圍為 0.5~1.75 吋，伸長及收縮時間限制為 5~10 秒，上述調整皆於限制範圍內。

2.2 凸輪曲柄間隙 (CAM 貝爾 CRANK CLEARANCE)，依據技術手冊 TM 55-1520-210-23-1 PARA.4-128 STEP e and STEP m (詳附錄 1-3)：

- 集體桿置收縮位置 (WITH COLLECTIVE STICK FULLY DOWN)：0.26 吋

2.3 調速器拐臂止擋間隙 (GOVERNOR STOP ARM CLEARANCE)，依據技術手冊 TM 55-1520-210-23-1 PARA.4-128 STEP k (詳附錄 1-3)：

- 集體桿全放，線性致動器全開 (COLLECTIVE STICK FULLY DOWN WITH LINEAR ACTUATOR FULLY EXTENDED)：0.010 吋
- 集體桿全收，線性致動器全收 (COLLECTIVE STICK FULLY UP WITH LINEAR ACTUATOR FULLY RETRACTED)：0.006 吋

依據技術手冊，限制行程範圍為 0.01 吋，上述調整皆於限制範圍內。



圖 1.16-7 衰降補償控制調整之檢查

民國 97 年 7 月 15 日，由飛安會、空勤總隊及亞航代表組成之調查小組，於亞航發動機試俾台進行事故機發動機功能測試 (如圖 1.16-8)。亞航測試結果該發

動機動力輸出無異常，測試紀錄詳附錄 2。直升機製造廠貝爾公司不克參與發動機測試現場，調查小組檢附該發動機測試紀錄寄交貝爾檢視，貝爾函覆該測試未發現該組件可能造成動力喪失之相關異常現象，並提供發動機故障排除流程 13 為後續處置參考（詳附錄 3-1）。

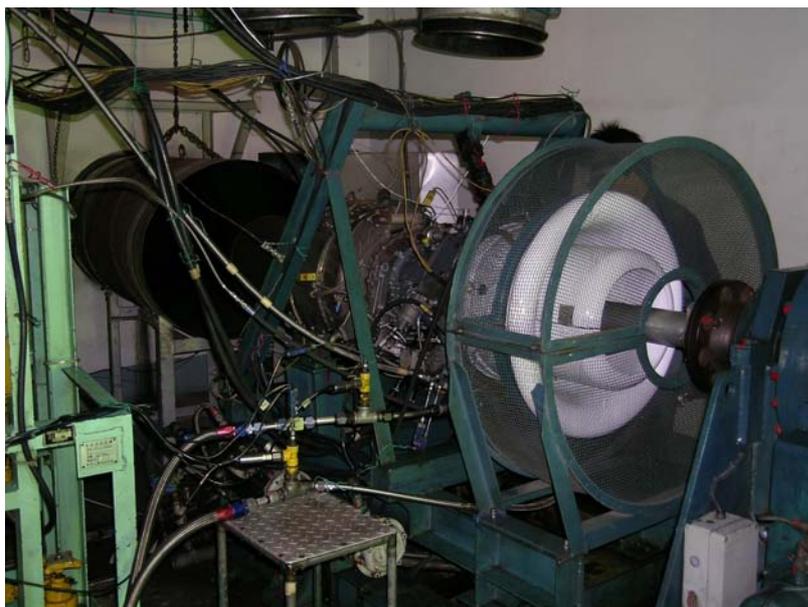


圖 1.16-8 發動機試俾台測試

民國 97 年 11 月 14 日，由飛安會、空勤總隊及亞航代表組成之調查小組，於亞航二廠進行會議，全員同意按貝爾提供之發動機故障排除流程 13（詳附錄 3-2）進行討論。同意依據發動機故障排除流程 13 及該機所有維修紀錄，逐步檢視發動機可能故障原因，結果無異常。會後調查小組於亞航直升機棚廠進行事故機系統複驗，均無異常發現。

民國 98 年 1 月 8 日，飛安會、空勤總隊及亞航代表組成之調查小組，於亞航調速器工場進行事故機油控器（詳圖 1.16-9）及超速調速器（詳圖 1.16-10）功能測試。結果該油控器及超速調速器功能無異常，測試紀錄詳附錄 4 油控器功能測試紀錄，及附錄 5 超速調速器功能測試紀錄。



圖 1.16-9 油控器功能測試

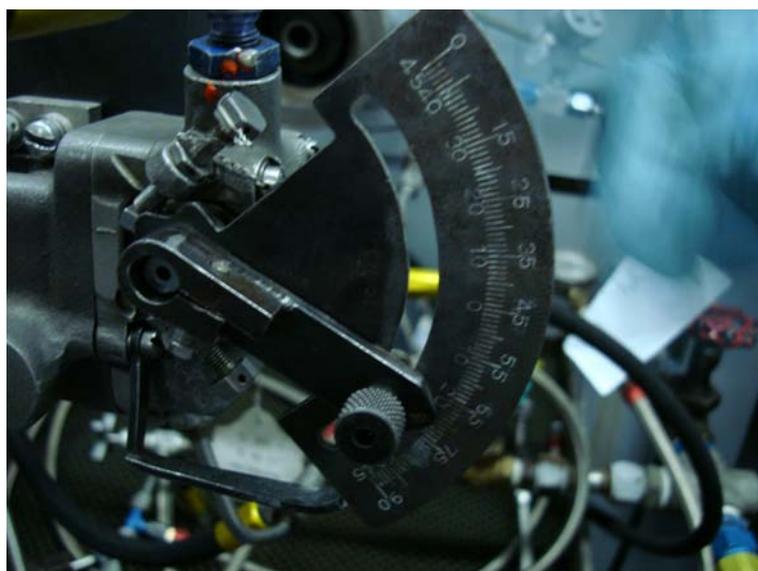


圖 1.16-10 超速調速器功能測試

民國 98 年 10 月 8 日，飛安會、空勤總隊及亞航代表組成之調查小組於亞航公司直升機棚廠進行事故機燃油系統裝備檢測，燃油加壓系統之加壓泵及管路配置（詳圖 1.16-11），計測試燃油增壓泵 2 具及燃油供應管 8 根（詳圖 1.16-12），燃油管經壓力測試結果均無洩漏，測試記錄詳附錄 6。安裝於右側臥式油箱內之燃油增壓泵（料號 1C64-1，序號 8AD2470，）設定 1000 磅／每小時之燃油流量時，測得壓力值為 7 psig，未達額定之 13.0~25.0 psig 範圍，設定 300 磅／每小時

之燃油流量時，測得壓力值為 11 psig，未達額定之 12.5~25.0 psig 範圍；左側燃油增壓泵（料號 1C64-1，序號 4Ak597），設定 1000 磅／每小時之燃油流量時，測得壓力值為 13 psig，達額定之 13.0~25.0 psig 範圍，設定 300 磅／每小時之燃油流量時，測得壓力值為 14.8 psig，達額定之 12.5~25.0 psig 範圍，測試結果正常，兩具增壓泵測試紀錄詳附錄 7。

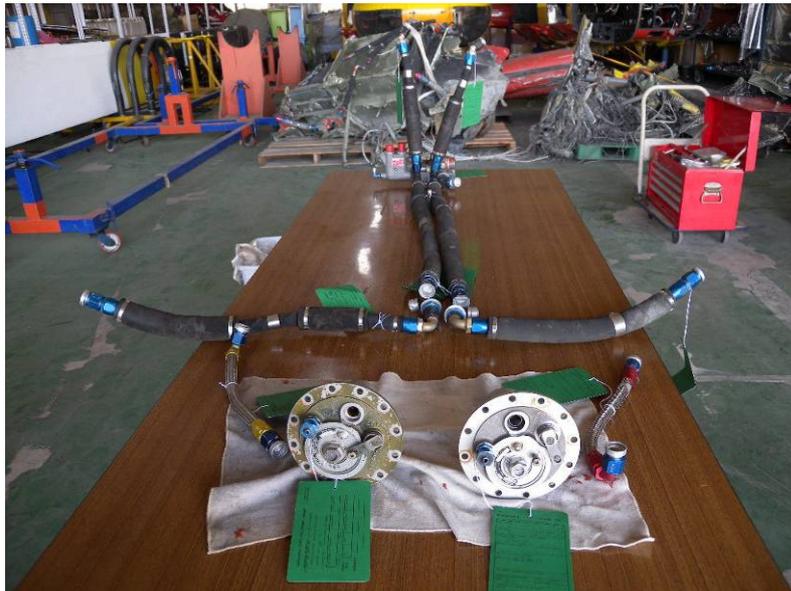


圖 1.16-11 燃油增壓泵及燃油供應管配置圖

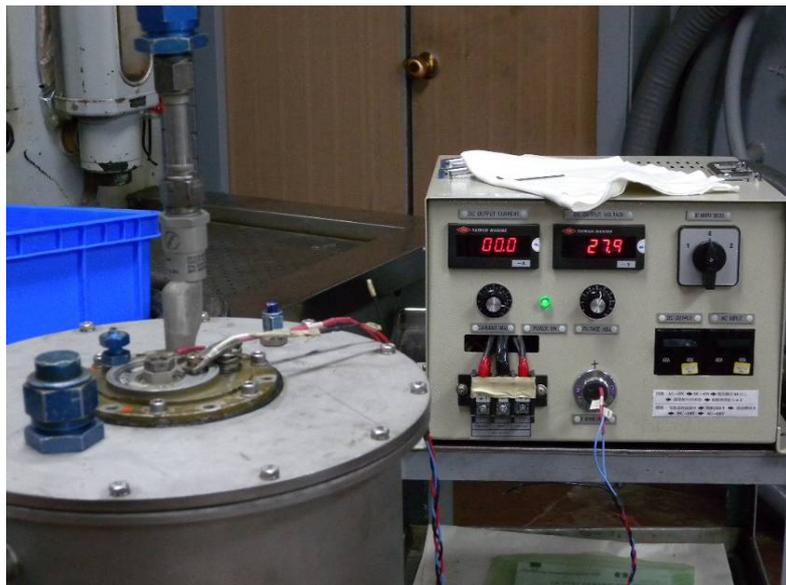


圖 1.16-12 燃油增壓泵功能測試

事故機於事故發生時所使用之燃油經取樣委亞航公司化驗（如圖 1.16-13），化驗結果為合格，化驗記錄詳附錄 8。



圖 1.16-13 燃油化驗

因直升機製造廠貝爾不克參與發動機測試現場，調查小組檢附該發動機測試紀錄寄交貝爾檢視；貝爾函覆依該發動機測試紀錄，未發現該組件可能造成動力喪失之相關異常現象（詳附錄 9）。調查小組復於所有系統與發動機相關之測試完成後，再致電貝爾並附所有檢測結果洽詢事故肇因相關之檢測項目，貝爾回復無須要再進步之檢測。

## 1.17 組織與管理

### 1.17.1 組織架構

空勤總隊設總隊長 1 人、副總隊長 2 人、主任秘書 1 人，下設航務組、機務組、勤務指揮中心、勤務大隊、秘書、人事、會計、政風室等單位，另有一任務編組之飛安監理會。

### 1.17.2 勤務大隊及機隊

空勤總隊下轄第 1、2 及 3 大隊，分駐於台北松山機場、台中水湳飛行場及高雄小港機場。各大隊分設 3 個隊，其中第 1 大隊第 3 隊駐地為花蓮機場。

空勤總隊之機隊分 UH-1H 型機 20 架，B-234 型機 3 架，AS-365N 型機 10 架，S-76B 型機 2 架及定翼機 BE-200，BE-350 各 1 架，共計 37 架。

### 1.17.3 飛行訓練業務

空勤總隊之飛行訓練業務由航務組負責。航務組下設 3 科分別職司航務、考核及訓練業務。

依該總隊飛行員訓練手冊，航務組負責訓練業務之規劃與策定、年度訓練需求之審查與督導、國內（外）訓練之協調實施，訓練之執行、改進建議及飛行員訓練手冊之修定。各勤務大隊、根據業務及人力需要，提出飛航組員訓練需求、訓練建議及在職訓練之規劃與執行。並依機種、駐地、任務特性完成訓練計畫之訂定及督導。訓練計畫應包括地面學科及飛行術科訓練，包括座艙資源管理，相關航空法規及程序，各種因動力系統、傳動系統、旋翼、機體或各系統之故障、火警及其他不正常情況下之緊急處理程序。

常年訓練係由航務組完成常年訓練計畫，交各勤務大隊實施。自 97 年起以季為單位實施訓練。

該總隊 97 年度常年訓練實施計畫中，UH-1H 駕駛員訓練內容為：檢定教師及飛航教師每季為 6 小時，其中 1 小時為基本飛行（含飛機性能、緊急程序等）；正駕駛每季為 8 小時，其中 1 小時為基本飛行（含飛機性能、緊急程序等）；副駕駛每季為 9 小時，其中 1 小時為基本飛行（含飛機性能、緊急程序等）。

根據該訓練實施計畫，飛行術科訓練前，應有周詳之飛行計畫及任務提示，訓練飛行後應填寫任務完成報告表暨訓練考核表彙整備查。

### 1.17.4 飛行考核業務

依該總隊飛行員訓練手冊，飛航組員，對其完訓之機種，每年須實施技術檢定一次。

該隊目前檢定為每年 2-3 次，上、下半年各一次，另有一次年度檢定可和上、下半年之檢定合併，原則上所有課目每年皆須測一次。為統一標準，目前每機隊皆只有一位檢定教師實施檢定<sup>4</sup>。

## 1.18 其他資料

### 1.18.1 訪談資料

#### 1.18.1.1 飛航教師訪談摘要

##### 事故簡述

此次任務為特搜組合訓練，機上除飛航教師、正駕駛員、機工長外，另載有特搜組員 4 名。

0825 時於花蓮機場開車，0835 時起飛，0850 時飛抵事故地點北面 17 哩處執行吊掛訓練任務，當地標高約 1,200 呎，吊掛訓練於約 1,250 呎高度執行。

吊掛訓練於 0925 時結束，正駕駛員將航機飛離吊掛訓練場並暫停於附近之堤防白線處，發動機未關俾，保持大俾位置。0935 時開始執行精確滯空訓練，由飛航教師向正駕駛員示範正常起飛動作。起飛前，習慣性將油門扭至全開位置，確認油門手柄無間隙後起飛。

0938 時航機起飛，速度約 20 哩／時，Torque 40 psi，高度約 20 呎，聽到低轉速警告音響，同時看到 RPM LIMIT 警示燈及 Master Caution 燈亮起，檢查發動機轉速為 6,000 rpm 且向下掉，旋翼轉速為 300 rpm，航機下降很快，便於 7-8 呎時分 3 次帶桿（cushion）降低下降率，航機第一次觸地後發出啪的一聲跳起再落

---

<sup>4</sup> 空中勤務總隊於 98 年 5 月 11 日表示：現行 UH-1H 機隊有二位檢定機師實施年度各項檢定。

下來。

航機觸地後向前彈跳約 5 公尺後停止，在下降過程中，因要以目視判斷航機高度及下降率，保持姿態將飛機迫降於堤防上，故未有時間看儀表指示之變化，落地後由於主旋翼還在轉動，故叫大家不要出艙，當時旋翼轉速已落至 100 以下。此時飛航教師將慢俾 (idle) 關掉，正駕駛員將主燃油及電瓶開關關斷，待熄火後下機查看。

飛航教師表示，若是發動機失效，轉子葉片脫離受損，機頭應會向左偏 90 度，此次並無此情況發生。在低空，大馬力狀況下失去動力，只能維持水平落地，將損傷降至最小。

### 低高度發動機失效訓練

低高度發動機失效訓練在學科方面有討論，每年亦會請國外教官來台授課，教官會口述其在模擬機上執行 50 呎左右發動機失效之操作，通常若有低高度，低速度的狀況下，不要減集體桿，保持姿態下降<sup>5</sup>。

而術科方面，由於實際操作低高度發動機失效風險較高，故只作 3、5、及 10 呎滯空模擬發動機失效，超過 10 呎以上高度因風險太高，故皆未實際操作。

目前總隊 AS365 及 S76 機隊之駕駛員有送到國外接受模擬機訓練，UH-1H 機隊沒有使用模擬機訓練。

### 載重計算表

當日載重計算表因正駕駛員將特搜員之重量及裝備列於起飛地載重計算之欄位項下，飛航教師又於特搜員重量 (含個裝) 項下輸入特搜員之重量，導致重複

---

<sup>5</sup> 空中勤務總隊表示：本段文字引述美籍教官曾於授課中講解於 50 呎左右發動機失效，以他在美國於模擬機操作經驗「集體桿保持位置視適當高度緩衝著陸；成功率大於先減集體桿後再於適當高度緩衝著陸」，唯於低高度、低空速時依緊急程序應適當減低集體桿保持旋翼轉速。

計算。

### 1.18.1.2 正駕駛員訪談摘要

#### 事故簡述

此次任務為特搜組合訓練，0935 時完成訓練落於河堤白線上。

0938 時起飛訓練精確滯空，由飛航教師示範，航機起飛前發動機轉速約 6,600rpm，Torque 20 多，N1 約 92。高度約 15 呎，速度約 20 浬／時，聽到低轉速警告聲響。

平日飛行時是由監控駕駛員監看航機的儀表，事故當日因教官是在示範起飛，故於起飛前檢查儀表正常後，即將注意力放在起飛示範，未再注意儀表。故未注意到發動機轉速下降，直到低轉速警告音響才發現。

#### 低高度發動機失效訓練

對於低高度發動機失效之訓練，曾受過學科的訓練，實際操作則因危險性較高，未曾實施過。自事故發生後至今，亦未接受過航機於 30 呎左右高度發動機失效緊急處置之術科訓練。

基於安全考量，基本自轉、模擬迫降等科目約於 800 呎左右高度執行。若在低高度及低速度的狀況下發動機失效，只能保持姿態平穩，在一定高度時使用集體桿緩衝下降率。至於使用集體桿的時機，得看當時的下降率，很難具體說明。平日亦會和教官討論，若在 50 呎高度吊掛時發動機失效時應如何處理，但未實際操作過。

### 1.18.1.3 機工長訪談摘要

#### 事故簡述

此次任務為特搜組合訓練，完成訓練後於河堤訓練精確滯空。

由飛航教師示範，高度約 15 呎，聽到發動機聲音不對，也看到警示燈亮。落地後聽發動機聲音及看主旋翼轉速都比慢俾時還慢。

該機起飛前檢查一切都正常。

#### 1.18.1.4 同乘於機上之特搜隊員訪談摘要

和空中勤務總隊配合之訓練分為組合訓練及常訓兩種；組訓為空中勤務總隊支援特搜隊之訓練任務，而常訓則為特搜隊支援空中勤務總隊之任務，如空勤總隊要訓練垂吊時須特搜隊員配合。通常每個月都會先排好訓練課目。

事故當日為組訓加常訓之訓練任務，故原本就知道要配合常訓之精確滯空訓練。

馬太鞍附近為既有規劃之訓練場地，以往亦曾在河堤附近配合常訓。有時組訓完成後，飛行員會將飛機暫停於地面，說明常訓課目後再起飛執行常訓課目。

當被問到同乘於執行與特搜任務無關之常訓課目飛行訓練之航機是否會增加風險時，特搜員表示的確會增加風險，並表示最近已儘量不共乘與特搜任務無關之常訓飛行訓練任務。

#### 1.18.1.5 檢定教師訪談摘要

發動機啓動完成後，檢查指針皆在水平位置（綠線範圍），慢車 rpm 約在 4,200-4,400 間，N1 在 72-74%，NR 約 230-240 間。檢查完成後，油門放於全油門，此時主旋翼轉速約 300 轉，rpm 約 6,000 轉，此型機之設計為 rpm 6,000 轉以上是由衰降補償來調整（調速器），通常是將 rpm 調整至 6,500-6,600 轉，主旋翼轉速約 320 轉。

此時開始至任務結束前，rpm 轉速除操作課目需要將油門回置於慢車止檔位置，正常時皆應保持在 6,500-6,600 轉。除非使用馬力超過限制，如高度過高馬力無法承受時，rpm 才會下降，否則衰降補償會控制 rpm 保持在 6,600。

## 發動機轉速下降之可能原因

此次事故航機在高度約 15 呎，rpm 轉速持續下掉之可能原因如下：

### 1. 油門未置於最大位置

若油門未加到最大止檔，起飛時可能於高度 3 呎時可維持 6,600 轉，到 10 呎時可能就無法維持 6,600 轉，轉速會往下掉，若沒有即時發現繼續飛行，轉速就可能繼續往下掉。

### 2. 衰降補償功能失效

### 3. 衰降補償器之前的油門連桿間隙或行程設定不正確

另外，若在面板上之主燃油開關關斷，約 30 秒左右發動機就會關俾，其他電門關斷對發動機則沒有影響。

第一種可能是操作習慣的問題，第二、三種可能就是機械方面的問題。有時飛機停於地面時，因震動可能會使油門手柄退回一點，但通常起飛時飛行員都會再帶一把，把油門加到最大，故發生的機會應不大。

若油門未置於最大位置就起飛，剛開始時可能沒有影響，但 pitch 改變後，發動機轉速即會往下掉，飛機即會下沉，落回地面，此時發動機轉速會維持在油門所設定的位置，不會繼續下掉，若油門置於 idle，則轉速會維持 idle 之設定轉速。若是發動機熄火，轉速即會一直往下降。

另外，若是調速器故障，也會造成轉速下降，會由 6,600 轉掉到 6,000 轉。若調速器是翻修件，則故障之機率更大。

低轉速音響是設定在  $6,200 \pm 100$  轉，此次事故組員聽到音響聲而發現發動機轉速下降時，已損失了 400 轉轉速。若是調速器失效，會損失 600 轉之馬力，旋翼轉速只有 300 轉，此時就算是空機，也沒有辦法維持足夠的馬力。若有高度，還可以轉換至緊急油路，以手動油門操作。

## 低高度發動機失效訓練

事故發生後，原預計於 97 年 11 月執行低高度發動機失效緊急程序之訓練，但因經費因素，延至 98 年度第一季辦理，應在 3 月份。

當在低高度遭遇發動機失效，緊急程序為於 20 呎以下時適量使用集體桿減低下降率，但不得使轉速降太多，待 3-5 呎時才使用集體桿降低航機和地面的衝擊，若太早大量使用集體桿，可能因轉速太早用盡而造成觸地過重的情況。

對於低高度發動機失效的緊急程序，只有少數幾位資深駕駛員曾接受過貝爾原廠教官的訓練，事故機之 2 位駕駛員皆未曾接受過該訓練。

對於低高度發動機失效緊急程序，在總隊新編的 UH-1H 型機操作手冊中第 13 頁中有敘述，該手冊每個駕駛員皆有一本。

97 年接檢定考核之工作，發現緊急程序要加強為普遍現象，每季 1 小時不夠，故 98 年起每季增為 2 小時，另因訓練教官應先加強，故安排 98 年 3 月 9 號至 21 號先訓練教官的緊急程序。包括精確滯空、吊掛、低高度發動機失效等訓練，包括 4 小時地面學科及 3-5 小時之術科。此次低高度發動機失效術科於飛機上實機操作，於 30-50 呎處收掉油門，執行無動力操作到地，該課目由於風險較高，而檢定教師因曾於 93 年和貝爾外籍試飛教官學過，故皆由檢定教師擔任教官，並於施訓前先自我練習了 2 天。

## 飛航檢定

目前檢定包括年度檢定及不定期檢定，不定期檢定包括成效檢定，如轉換、升訓等，及救災專業檢定。若專業救災的科目正好在 4-6 或 10-12 月，則可能和年度檢定合併，故每年為 2-3 次檢定。

## 載重平衡表

目前只使用載重表，沒有平衡表，乃因依美軍教範，每一個乘員皆有其固定

之位置，只要依位置坐，應不會產生重心偏移的問題，故省略平衡表之製作。若因搭載裝備而導致重心偏移，則會使用沙包平衡。

在接到任務後 20 分鐘內就要起飛，而每次任務所裝載之人員及裝備及救援之人數及重量又不同，在短時間內要完成平衡表之計算有執行上的困難，再加上執行吊掛任務時重心會隨著吊掛的高度而改變，正駕駛得依當時載重及油量之狀況適切調整人員及裝備之位置，使載重平衡均在合格範圍之內，故目前皆省略平衡表，以載重表為主。

載重表目前是以電腦計算，只需輸入相關數據，即會自動產生。

### 1.18.1.6 航務組組長訪談摘要

航務組負責航務、訓練及考核等業務。

訓練分學科及術科，學科方面曾請成大、長榮航空等提供先進飛航知識等訓練，另有自習各機種飛航手冊等。每年 4 月及 10 月皆有針對相關法令及飛航手冊等舉行學科的測驗。

術科在每年底要訂定次年的年度訓練計畫，包括各機隊的常年訓練，每季依既定的課目實施至少 8-10 小時，另外有些課目可在執行任務時兼施。還有專精訓練，針對特殊及不常執行的課目對教官實施。另有精進訓練，請國外教官實施，有的機隊幾乎每年都辦，UH-1H 型機機隊辦得較少，因機隊較老舊，教官也較少，故 93、94 年及 97 年各辦過一次專精訓練。。

UH-1H 機隊及 B234 機隊，因機齡較久，國外已無模擬機可供使用，其他機隊原計畫每年送訓一次，但由於行政院經費限制，除 AS365 機隊每年派訓 2 至 3 人，其餘 S76 及定翼機則不定期視需要派訓。

對於沒有模擬機可訓練，又無法在飛機上操作的課目，就以講解或透過學科的方式進行。

由於 UH-1H 型機為單發動機，又老舊，低高度發動機失效課目在飛機上操作風險較高，又因無模擬機可使用，過去未曾實施過術科訓練，目前 UH-1H 型機機隊正對教師機師實施低高度發動機失效實機訓練。

檢定目前為每年 2-3 次，上、下半年各一次，生日該次可和上、下半年合併，原則上所有課目每年皆須測一次。為統一標準，目前每機隊皆只有一位檢定教師實施檢定。

## 1.18.2 飛航操作相關資料

### 1.18.2.1 機組員職掌

空中勤務總隊 UH-1H 直升機檢查程序中，表列機組員職掌區分如下：

機長

1. 任務提示與指揮管制（反序思考）
2. 飛機與裝備系統測試與馬力檢查
3. 風險分析研判（避免 Tunnel Vision）、預備方案
4. 飛行操作（空迷、高度、位置）與緊急狀況處置（Break 靜聽）
5. 安全考慮事項（人員編組、裝備、天氣、地形、障礙）
6. 空中偵察與決心下達（救援方式、梯次、數量、時間）
7. 空域、起降航道（風向）、落地場障礙物清除視察

副駕駛員

1. 飛機、裝備、載重平衡檢查
2. PPC 計算與重新計算（高度、溫度、載重變化）

3. 航行計畫與導航
4. 位置報告與座艙通話協調
5. 天氣資料查詢、監測與趨勢分析（溫度、露點、雲幕、氣流）
6. 空域視察、儀表檢查、起飛與落地前檢查（OAT、RPM、TQ）
7. 搜救作業協調與管制、求生計畫與裝備準備
8. 安全建議事項（All to go，One to say no）

### 1.18.2.2 UH-1H 型機緊急程序

該隊 UH-1H 型直升機檢查程序手冊中，有關發動機失效程序如下：

#### 一、當起飛及在 10 呎以下滯空時引擎失效

1. 集體桿：保持位置。
2. 迴旋桿：視需要使用，以保持落地姿態。
3. 方向操縱：保持方向。
4. 集體桿：距地面一呎時，緩衝落地。
5. 主燃油開關：關。
6. 電瓶開關：關。

#### 二、低高度引擎失效

1. 集體桿：減低以保持旋翼轉速。
2. 機外吊掛—釋放。
3. 方向操縱：保持方向。
4. 如高度許可：主燃油及電瓶開關—關。
5. 迴旋桿：視需要減速。
6. 集體桿：緩衝落地。
7. 主燃油開關：關。

8. 電瓶開關：關。

### 1.18.2.3 飛行課目訓練程序

根據內政部空中勤務總隊 UH-1H 標準操作手冊，精確滯空及正常起飛訓練之要求標準、訓練程序、及操作要領摘錄如下：

課目名稱：精確滯空

要求標準：

- 一、垂直上昇、下降。
- 二、保持五十呎定點滯空，高度一定、方向一定、任何方位偏移不超過四呎；  
或保持高度定速之移動及定點轉彎。
- 三、儀表交互檢查。
- 四、考量風的影響。

訓練程序：

- 一、選擇無障礙物且不受其他航空器影響之區域實施。
- 二、於滯空地區選擇縱向及橫向參考點，操作者頭部轉向四十五度，以眼球移動方式交互檢查參考點，藉以修正飛機姿態及位置，柔和增加馬力至五呎高度，檢查滯空馬力。
- 三、迎風建立五十呎之穩定滯空，保持方向不變、高度不變三分鐘。
- 四、桿舵協調保持定點、定軸、穩定速率轉彎（方向改變 360 度不少於一分種）左、右轉各操作三次以上。
- 五、保持高度及機頭方向不變之定速前進滑行、左側滑、右側滑五十公尺（移動速率概與人員徒步行走相同）各操作三次以上。
- 六、保持高度與旋轉速率固定之側滑數次。

操作要領：

- 一、調整座椅高度或坐姿，使手腕置於大腿上，增加操縱系磨擦，以助於操控之穩定。
- 二、到達滯空高度，在機鼻前方選擇一地物作為飛機橫向移動之參考點；在飛機側方選擇另一地物作為飛機縱向移動之參考；在明膠玻璃下方選擇一地物作為微量移動之參考。
- 三、參考點選定後，因飛機上升下降而隨之變化，此時利用轉睛方式不斷交互檢查前方及側方，以確定飛機未移動，同時以身體感受飛機姿態有無變化，並使用迴旋桿作微量修正。
- 四、利用機門下方之參考點保持定點，以避免上升下降時飛機向後、向前及側滑。
- 五、開始轉彎之前，先選定縱向和橫向之參考地物，開始轉動後持續在新的方向建立參考點，以此類推。
- 六、須預期風對操作之影響，即使微量的風都必須列入操作之考慮。
- 七、對飛機姿態的變化必須迅速修正，以作為強風或高山地區，極端狀況下操作之基礎。
- 八、柔和逐次增減馬力，以避免扭力大幅變化，以致方向修正不及而改變。

注意事項：

- 一、操作過程中教官手腳應置於操縱系附近，姿態變化過大時，應即改正。
- 二、初期訓練時，機頭應儘可能面對正風，避免不必要之修正。

易犯缺失：

- 一、專注某一點而忽略其他參考點。
- 二、集體桿增減過大，方向與姿態反覆修正。
- 三、迴旋桿未置中或側風未考量，以致未能保持垂直升降。
- 四、握桿太緊以致反覆修正或修正過量。
- 五、轉彎時未考慮風的因素，致未能保持轉彎率與姿態。

課目名稱：正常起飛

要求標準：

- 一、完成起飛前檢查
- 二、適切使用馬力，穩定加速、穩定建立爬升，超越障礙。

訓練程序：

- 一、起飛前完成以下各項檢查：
  - (一) 大氣溫度與計畫是否相符、旋翼轉速在綠線範圍、無注意燈、油量表檢查。
  - (二) 機工長回報人員就位、裝備繫妥。
  - (三) 機工向所有機組員簡報飛機四周障礙狀況及起飛後作為。
- 二、除非環境狀況不許可滯空，否則應儘可能採滯空起飛。
- 三、完成滯空儀表檢查、馬力檢查，確認有足夠之可用馬力。(低高度操作，應避免超過可用扭力；高高度操作，則應避免N1、EGT超限)
- 四、教官可視學員學習狀況，給予學員體驗順風起飛、側風起飛之差異。

操作要領：

- 一、自地面起飛：
  - (一) 迴旋桿置於中間稍前位置，增加集體桿變距，同時使用反扭力舵保持方向，當飛機離開地面，以適合地形和障礙物之最低高度前進，直至獲得傳導升力，柔和增加空速，並調整馬力，建立所需要之爬升率。
  - (二) 到達所需高度前五十呎，配置平飛馬力。
- 二、自滯空起飛：
  - (一) 自所需滯空高度起飛，柔和推迴旋桿向前得速，同時使用反扭力舵及集體桿保持航向及高度，直至獲得傳導升力，當飛機開始上

升後，柔和增加空速，並調整馬力，建立所需要之爬升率。

(二) 到達所需高度前五十呎，配置平飛馬力。

三、側風修正：

1. 起飛高度 50 呎以下，利用側飛修正側風。
2. 起飛高度 50 呎以上，利用蟹行修正側風。

### 1.18.3 調查作業

本案經認定為飛航事故後主任調查官即與航空器設計國之調查機關（美國運輸安全委員會，NTSB）聯繫，請其前來本國協助調查，NTSB 遂任命貝爾為其授權代表（AR）前來台灣協助調查，貝爾於臨行前夕表示不克前來協助，代表美國 NTSB 之 AR 與本會之合作隨之中斷。本案主任調查官於民國 97 年 9 月 16 日，於飛安會第一會議室召開協調會議，邀請空勤總隊、亞航、貝爾等代表列席。綜整會議內容如下：

1. 目前空勤總隊使用的 UH-1H 型機，美國政府律定屬於軍事產品軍用飛機，因此若要貝爾公司協助該型機之飛安事故調查，該單位即要與貝爾公司簽訂雙方技術協定且須經國務院核准，但現在不論中華民國陸軍、空勤總隊或是飛安委員會都沒有經美國國務院核可的 TAA（TECHNICAL ASSISTANCE AGREEMENT），所以貝爾公司無法派員來台提供協助。
2. 目前中華民國境內的 UH-1H 型機雖經貝爾授權生產但在中華民國漢翔公司以下簡稱漢翔）組裝，且歷經陸軍、空消隊及空勤總隊服役時之構型改變，現在空勤總隊 UH-1H 型機之構型與當初美國政府授權中華民國政府生產之構型已有相當差異，而且該機是在漢翔執行組裝，並不是在貝爾品保系統下組裝出口的產品，因此貝爾無法提供支援這架飛機的飛安事故調查的服務。
3. 但若從現有的 ITAR（INTERNATIONAL TRADE ARM REGULATION）、TAA 等 UH-1H 型機售後服務的管道來提供技術資料提供或工程協助等技術支援，貝

爾與漢威都會提供協助。第一階段先以書面的方式來溝通，除非到最後書面溝通的方式都還找不出問題所在，這個時候貝爾可以考慮派遣技術代表到現場來測試。

4. 飛安會與 NTSB 的合作管道已中斷，空勤總隊與貝爾之間也沒有溝通管道，目前只有亞航與貝爾間售後服務的管道還算暢通，故由亞航向貝爾提出飛機系統故障偵測與排除的技術協助。

## 第二章 分析

### 2.1 飛航操作

#### 2.1.1 發動機失效之原因

訪談紀錄及該機機載之攜帶式全球定位系統資料顯示，該機於起飛後高度約 20 呎、速度約 15 浬／時發動機失去動力。事故航機未裝載飛航資料記錄器，故無法得知發動機失效時該機之各項參數數據。

訪談資料顯示，UH-1H 型機於起飛時，若油門未加到最大止檔，發動機轉速可能隨著航機高度的增加而無法維持 6,600 轉，若駕駛員未能即時發現而繼續飛行，轉速就可能繼續往下掉。但該型機駕駛員於起飛時通常都會再帶一把，把油門加到最大。飛航教師亦於訪談時表示，吊掛訓練結束後，正駕駛員將航機暫停於堤防白線處，發動機未關俾，保持大俾位置。當開始執行精確滯空訓練前，飛航教師示範正常起飛動作，於起飛時習慣性將油門扭至全開位置，確認油門手柄無間隙後方始起飛。

經檢視訪談紀錄及 UH-1H 型機飛航操作程序等相關資料，本會無法判定該機發動機轉速下降之現象是否與駕駛員之操作有關。

#### 2.1.2 低高度發動機失效之飛航操作

根據空勤總隊 UH-1H 型機緊急程序，當直升機於低高度發動機失效時，由於反應時間極為有限，駕駛員只得依當時高度調整集體桿位置以保持旋翼轉速，並保持航機姿態緩衝落地。

訪談及訓練紀錄顯示，該機駕駛員於事故發生前，未曾接受過低高度發動機失效緊急程序之術科訓練。本次事故航機於高度約 20 呎、速度 15 浬／時的狀況下發動機失去動力，駕駛員於極短的反應時間內，保持航機之姿態及方向，將航機迫降於寬度約 30 公尺的河堤上，雖造成航機的損壞，所幸乘員皆未受傷。本會

認為，該機駕駛員於低高度發動機失效時之處置無不符合空勤總隊 UH-1H 型機緊急程序，但駕駛員於事故前未曾接受過 UH-1H 型機低高度發動機失效緊急程序之適當訓練，致使其未能精確掌控緊急程序之操控技巧，以致於落地過重而造成航機損害。

### 2.1.3 低高度發動機失效訓練

訪談及訓練紀錄顯示，該總隊 UH-1H 型機隊就低高度發動機失效訓練僅有學科方面的討論。而術科方面，由於該型機為單發動機，實際操作低高度發動機失效風險較高，故於事故前未曾實施過術科訓練。加上 UH-1H 型機目前於國內、外皆已無適當之模擬機可作為訓練之用<sup>6</sup>，故事故駕駛員於該次飛行前，未曾實際操作過低高度發動機失效緊急程序。

事故發生後，該機隊於 98 年 3 月開始實施低高度發動機失效緊急程序實機操作訓練，於 30-50 呎處收掉油門，執行無動力操作落地，該課目由於風險較高，僅先針對機隊中之訓練教官施訓，尚未能擴及全部駕駛員。對於未能接受實機訓練，又無法獲得適當模擬機訓練的駕駛員，在遭遇到低高度發動機失效的狀況時，將面臨較大之挑戰及風險。

### 2.1.4 飛行訓練之執行及紀錄

根據空勤總隊 97 年度常年訓練實施計畫，UH-1H 駕駛員之飛行訓練：檢定教師及飛航教師每季為 6 小時；正駕駛每季為 8 小時；副駕駛每季為 9 小時。且飛行術科訓練後應填寫任務完成報告表及訓練考核表彙整備查，以達飛行訓練之務實。檢視飛行相關紀錄後發現，駕駛員飛行訓練完成後，該總隊僅填具「飛行人員飛行時間記錄單」，並未依訓練實施計畫之要求，填寫「任務完成報告表」及「訓練考核表」。

---

<sup>6</sup> 經與美商貝爾技術服務股份有限公司台灣分公司查證後，該公司稱因 UH-1H 型機老舊，目前已無法提供全球尚有該型機模擬機訓練之資訊，該公司目前提供類似機型的訓練僅限 Huey II 模擬機。

飛行人員飛行時間記錄單記載駕駛員每月飛行之日期、機種、時數、及任務等。記錄單主要是記錄駕駛員飛行時數及飛行經歷，由其記錄之內容中並無「訓練」欄位之紀錄，故無法直接由記錄單中分辨該趟飛行任務是否為飛行訓練；且因未填具訓練考核表，駕駛員飛行訓練之內容、表現、及教師講評等皆無紀錄，亦即該總隊之駕駛員並無「訓練紀錄」可查。

本會認為，該總隊未依訓練實施計畫於飛行術科訓練完成後填寫訓練考核表，以記錄駕駛員之訓練狀況，將無法有效掌握每一位駕駛員之飛行專業能力；對於駕駛員日後的訓練規劃及任務派遣，亦損失一項重要的參考依據。

### 2.1.5 飛行訓練規劃及風險

空勤總隊 UH-1H 型機隊飛行術科訓練包括組合訓練及常年訓練。組合訓練為空勤總隊配合內政部消防署特種搜救隊因應執行特搜勤務所規劃之訓練；常年訓練則為空勤總隊依該隊勤務特性而設計之飛行訓練，包括基本飛行、儀器、攀降、救生吊掛、高高度起降訓練、水袋訓練、長程吊運等課目，而在執行攀降、吊掛等課目時，則須特搜隊員同乘以配合訓練。

本事故發生時，該機組合訓練已執行完畢，開始執行常年訓練之精確滯空課目。當時機上載有飛航組員、機工長、以及 4 名特搜隊員。訪談紀錄顯示，特搜隊員認為同乘於執行與特搜任務無關之常年訓練課目的確會增加風險。空勤總隊亦表示，在執行組合訓練完成後所執行加強常年訓練之課目，特搜隊員位處航機上，的確會增加特搜隊員之風險。空勤總隊現行之訓練內容並無避免上述風險之規劃。

### 2.1.6 載重平衡之計算

根據該機載重計算表，該機基本重量加上正駕駛、副駕駛、機工長、特搜員、個人裝備、隨機裝備及起飛燃油重量後，操作總重為 8,157 磅。該機於有地面效應的狀況下，最大容許總重為 9,450 磅，無地面效應的狀況下，最大容許總重為

8,440 磅，經扣除操作總重 8,157 磅及保留重量 250 磅後，最大安全酬載重量於有地面效應時為 1,043 磅，而無地面效應時，最大安全酬載重量僅為 33 磅。

載重計算表中顯示，駕駛員於計算出最大安全酬載重量後，重複扣除搭載人員重量 900 磅、搭載裝備重量 55 磅後，得到有地面效應之最大安全起飛重量為 88 磅，而無地面效應之最大安全起飛重量為-922 磅，該計算結果顯示該機之總重已經超過無地面效應時最大安全起飛重量<sup>7</sup>。

訪談記錄顯示，飛航教師於審查載重平衡表時，誤以為正駕駛尚未扣除人員及裝備重量，故又再扣除一次人員及裝備之重量，重複計算以至於最大安全起飛重量在無地面效應的情況下為負值。該載重計算表中的計算結果，顯示該機已超過載重限制標準，應不得起飛，然此結果乃計算錯誤所導致，該機之實際載重仍在限制內。

而此計算錯誤之載重計算表經過兩位駕駛員蓋章核可後歸檔，過程中皆未發覺該項錯誤，顯示空勤總隊於載重計算、審核、歸檔的作業機制及執行過程，無法有效避免錯誤的發生，亦無法及時發現錯誤的存在。

### 2.1.7 GPS 滯空時間分析

事故機架設 Garmin GPSMAP 295 接收機於駕駛座前上方，表 2-1 為該 GPS 最後紀錄資料列表。根據 GPS 廠商技術資料，該型 GPS 接收機之地速、航跡長度及航向係以位置變化來計算，位置及地速精確度分別為 15 公尺及 0.2 公里／小時；此外，GPS 天線置於 UH-1H 駕駛艙內，可能因航機姿態變化及主旋翼的短暫遮掩，造成 GPS 訊號中斷而無位置記錄。

該機最後 5 筆航跡變化詳圖 2-1，圖中每個圓圈半徑為 15 公尺，其中 3 點（編號 1、編號 2 及編號 3）可能為同一位置，因 GPS 定位誤差造成航機位置之漂移

<sup>7</sup> 載重計算表詳細之計算過程，請參閱 1.6.1。

現象，其實該機處於地面靜止不動。

GPS 資料顯示，編號 3 至編號 4 共經過 128 秒，期間無任何紀錄，顯示無符合原廠航跡記錄邏輯<sup>8</sup>之資料，因此推斷航跡無明顯位置變化，依據該記錄邏輯，無法推論航機是否離地滯空。此外，本會推斷編號 4（0936:02 時）之前 1 秒航機可能位置落在圖 2-1 綠色斜線區域內，該區域仍在編號 3（0933:54 時）定位誤差範圍內，因 GPS 記錄資料有限，本會及 Garmin 原廠無法推斷航機於 0936:01 時是否已經移動？因為編號 4 記錄位置與其前一秒推論位置已超過 GPS 定位誤差，可推斷航機於 0936:01 至 0936:02 間開始移動；根據 GPS 資料，0936:09 時為最後一筆記錄，表示該時間點之後航機無明顯位置變化，推斷航機於 0936:09 時已經停止移動。

依據以上分析，本會推論，該機自堤防暫停位置起飛位移至迫降位置歷時約 8 秒。

表 2.1-1 NA-518 機載 GPS 最後紀錄資料列表

ID	時間	GPS 位置	GPS 高度	經過時間	平均地速	航向(真北)	航跡長度
	(hhmm:ss)	(dd mm.mmm)	(m)	(sec)	(km/hr)	(deg)	(m)
1	0932:44	N23 41.516 E121 28.506	131	7	4	211	8
2	0932:51	N23 41.512 E121 28.503	126	63	0.6	25	11
3	0933:54	N23 41.517 E121 28.506	109	128	0.9	211	34
4	0936:02	N23 41.502 E121 28.496	115	7	17	203	34
5	0936:09	N23 41.485 E121 28.488	114				

<sup>8</sup> GPS 接收機每秒依據速度及航跡角產生一預估位置，並與當下 GPS 位置及軌跡角比較，若水平位置及角度差異在原廠設定範圍內，則該時刻之位置不予記錄，此邏輯不考慮高度變化。因涉及原廠設計機密，該設定範圍無法於報告中公布。

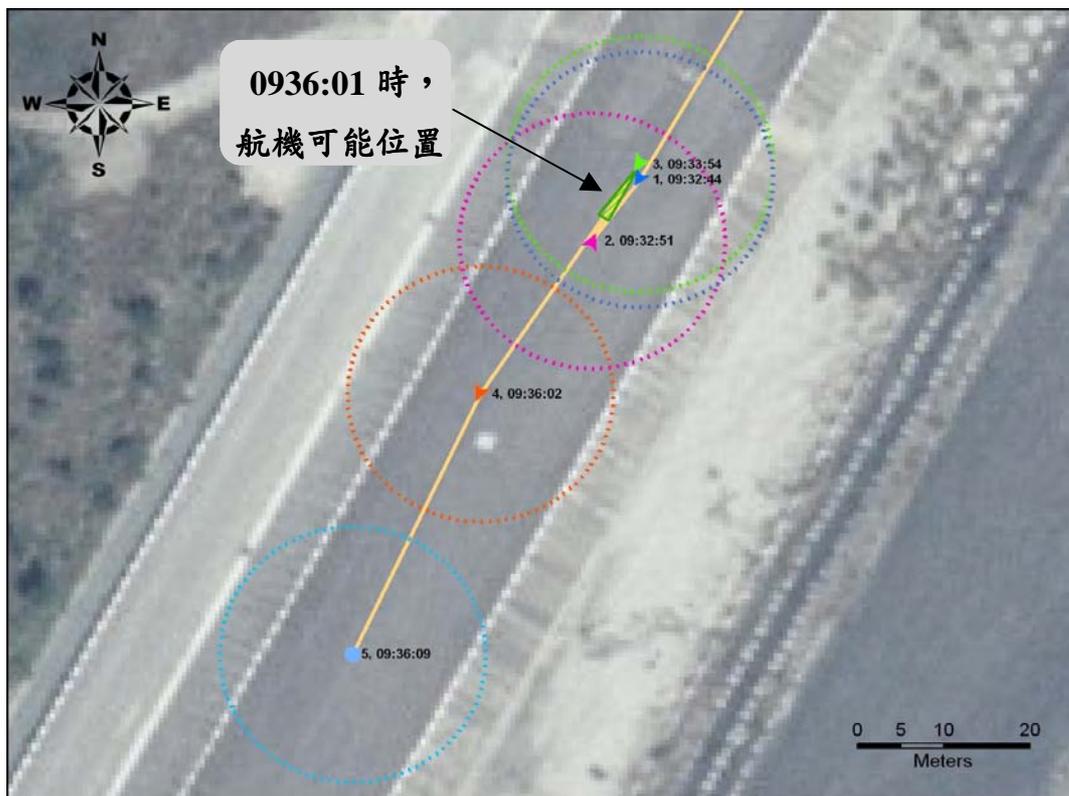


圖 2.1-1 最後 5 筆 GPS 航跡變化圖

## 2.2 維修作業

依據 1.6.2.2 及 1.6.3，該機曾於事故前 51 天為配合定期檢查發動機之熱段而更換發動機，新安裝發動機為翻修之可用件，經亞航試俾台測試合格後裝機使用；事故發生後該發動機再經亞航試俾台測試，測試結果如附錄 2 所示，動力輸出無異常，可能因發動機功能異常肇致事故之因素應可排除。

依據 1.6.3，事故發動機曾因衰降補償器作用不良而更換超速調速器，事故發生後該超速調速器經亞航工作台測試，結果正常，如附錄 5 所示，同時發現致動器在伺服壓力 (servo pressure) 變化下，活塞行程位移差為 0.019 寸，大於規定之 0.010 寸；致動器活塞因伺服壓力變化而有不同的位移行程，伺服壓力增加會使燃油流量減少而使 N2 轉速下降，調速器自動補償功能會增加燃油流量以恢復下降之 N2 轉速；依據附錄 6 漢威公司來函內容，活塞行程測試係用以確定在全行程

伺服壓力變化過程中，調速器可正常作用及是否有漏油存在，亞航工作台檢測結果發現調速器功能正常且無漏油，至於活塞行程位移超限應與本次事故無關。

事故發生之現場，調查小組執行燃油關斷瓣功能測試，其開關功能正常。燃油增壓泵功能測試，燃油出口壓力達 6psi，壓力介於正常綠線之範圍內，執行燃油增壓泵測試台功能測試時，事故機左側燃油增壓泵增壓供油功能正常，可正常供應發動機燃油消耗，右側燃油增壓泵之出口壓力低於設定值，然仍具增壓功能，事發當時為兩具增壓泵一起供油情形，現場測試燃油壓力於正常綠線範圍，顯示應無燃油增壓泵壓力不足之情形。左、右兩具燃油增壓泵出口至發動機前關斷瓣之間各有 4 根燃油供應管，左、右共 8 根，該 8 根燃油供應管經壓力測試結果均無洩漏，事故現場測試燃油壓力於正常綠線範圍，以上分析顯示該機燃油系統之燃油供應應係正常。

綜合上述分析，該機介於駕駛艙與發動機間之燃油操控連桿間隙及作動正常，發動機試車台測試馬力輸出功能正常，燃油系統供應燃油壓力於正常範圍內，燃油品質無異常，貝爾審視所有檢測資料後稱無異常且無其他檢測必要，調查小組認為可能肇致本事故之機械因素應可排除。

### 2.3 航空器結構損害

由圖 1.3-18 事故機滑橈與地面第一次擦撞痕跡，有向外擴之刮痕與橘紅色漆痕之事實，推論滑橈腳架因衝擊而向後翻折並有外擴現象，遂令機身以輕微後仰姿態機腹著地。滑橈第一次擦撞地面痕跡長約 150 公分之後中斷，與事故機最終停止位置相距約 10 公尺之事實研判，事故機曾於最終停止前歷經一次撞擊彈跳，於第二次著地時，以機腹及已經潰損之滑橈再次觸地後停止前進，此時機鼻下方之切纜器撞擊地面，於地面留下點狀印痕，切纜器刀尖脫落彈開；1.12.1.3 節與 1.12.1.4 節有關尾桁左右側及底部之損害，垂直安定面以及尾桁末端錐罩之挫曲變形，應係航機與地面撞擊時尾桁整體受一超過結構強度的向下慣性力作用，導致向下彎折挫曲。

綜合上述分析，該機機身結構損害，皆係航機失控後以前進方向重落地，因而與地面撞擊後所造成，航機結構失效因素與本事故肇因無關。

## 2.4 事故調查作業

目前空勤總隊使用的 UH-1H 型機，美國政府律定屬於軍事產品軍用飛機，歷經陸軍、空消隊及空勤總隊服役時之構型改變，其構型跟當初之 UH-1H 型機已有差異，且該機是在漢翔做組裝，不是貝爾品保系統下組裝出口的產品，所以要支援這架飛機的飛航事故調查，貝爾無法提供派遣技術人員前來事故現場參加調查作業之服務。但從現有 UH-1H 型機售後服務的管道來提供技術協助、技術資料提供或工程協助，貝爾與漢威仍會以書面的方式來提供協助。依據以上事實，凡與空勤總隊 UH-1H 型機有關之事故調查，貝爾皆不克派員參加，航空器事故調查機關飛安會只能循航空器維修公司之亞航公司之技術服務管道得到書面之技術協助。專案調查小組執行航空器系統與發動機檢測皆無異常發現。發動機測試時皆依據原廠技術信函之建議執行，結果正常。

空勤總隊現有之 UH-1H 型機因前述原因無法得到完整之商用服務，亦無法獲得軍系之支援，不但不利於維修品質，亦對該型機之事故調查產生不良影響，空勤總隊須考慮上述情況，協議所有機型之設計及製造廠必須依據國際事故調查合作規則，提供所有事故調查之協助，以利航空器維修品質之提升及調查程序之完整。

## 2.5 安全管理機制之建立

本會於此事故調查中所發現有關空勤總隊未能評估 UH-1H 型機操作特性及風險，提供駕駛員適當之緊急程序訓練及訓練設備、未能建立有效之機制以確保任務前航機載重之計算、審核程序及歸檔的作業機制及執行過程，以有效避免載重計算錯誤的發生、及規劃常年訓練之內容時，未將特搜隊員同乘之風險列入考量等與風險有關之調查發現，皆顯示該總隊就其內部風險管理之運作尚有可改善

之處。

為有效執行飛航安全管理作業，空勤總隊應設置專職之飛安管理部門辦理相關業務。本會於過去空勤總隊相關飛航事故之調查報告中，曾建議該總隊應儘速建置飛航安全管理部門，並訂定完整之飛航安全管理制度。

空勤總隊自 94 年於總隊長下設一任務編組之「飛安監理會」，由總隊長指定副總隊長乙員兼任召集人，外聘委員 6 員，每季舉行一次會議，研討飛安相關議題。飛安監理會現有任務編組人員 3 員，計執行秘書乙員、執行幹事 2 員。該會之功能係為飛地安全之監督管理、制度規劃、事故調查及飛安資訊交流等。

交通部民用航空局自民國 93 年起接受內政部之委託對空勤總隊進行年度飛安輔導業務，迄今共計提出 154 項改善建議，對空中勤務總隊之飛安組織、管理及執行等基本面裨益良多，亦有效提升其飛安相關專業人力之能量。惟該局於本 (99) 年 1 月 15 日函空勤總隊表示：已就飛安監理他律部份完成相關傳承與協助，爾後不再辦理對該總隊之飛安輔導工作。

本會歷年調查內政部空中勤務總隊（含前身空中消防隊及空中警察隊）之飛航事故計 8 件，目前已完成 6 件事務調查，共計提出飛安改善建議 62 項，其中與飛安監理制度直接相關之建議計 5 項。另本會於 98 年 2 月 27 日以飛安字第 0980203001 號函報行政院之「內政部空中勤務總隊近年飛航事故肇因研析報告」，主要結論亦與組織管理及飛安監理機制有關。

本會認為，飛安管理為經常性業務，應由專職人員執行，空勤總隊現行之飛安管理組織，尚未能完善發揮飛航安全管理制度之功能。

本頁空白

## 第三章 結論

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

### 與可能肇因有關之調查發現

此類調查發現係屬已經顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素。其中包括：不安全作為、不安全狀況或造成本次事故之安全缺失等。

### 與風險有關之調查發現

此類調查發現係涉及飛航安全之風險因素，包括未直接導致本次事故發生之不安全作為、不安全條件及組織與整體性之安全缺失等，以及雖與本次事故無直接關連但對促進飛安有益之事項。

### 其他調查發現

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

### 3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 該機發動機轉速下降肇致事故之機械、天候、航空器結構等因素應可排除；因無飛航紀錄資料，無證據顯示發動機轉速下降現象與駕駛員操作有關，但其可能性亦未排除。(2.1.1, 2.2)

### 3.2 與風險有關之調查發現

1. 該機駕駛員於低高度發動機失效時之處置無不符合空勤總隊 UH-1H 型機緊急程序，然於事故發生前，未曾接受 UH-1H 型機低高度發動機失效緊急程序之適

當訓練，該情形將增加駕駛員遭遇類似狀況時之風險。(2.1.2, 2.1.3)

2. 由於 UH-1H 型機為單發動機，實際操作低高度發動機失效風險較高，加上目前國內、外皆已無 UH-1H 型機之模擬機可作為訓練之用，對於未能接受實機訓練，又無法獲得適當模擬機訓練的駕駛員，在遭遇到低高度發動機失效的狀況時，將面臨較大之挑戰及風險。(2.1.3)
3. 空勤總隊於載重計算、審核、歸檔的作業機制及執行過程，無法有效避免錯誤的發生，亦無法及時發現錯誤的存在。(2.1.4)
4. 特搜隊員同乘於執行與特搜任務無關之常年訓練課目將增加風險。空勤總隊現行之訓練內容並無避免上述風險之規劃。(2.1.5)
5. 空勤總隊現行之飛安管理組織，尚未能完善發揮飛航安全管理制度之功能。(2.5)

### 3.3 其他調查發現

1. 空勤總隊現有之 UH-1H 型機無法得到完整之商用服務，亦無法獲得軍系之支援，不但不利於維修品質，亦對該型機之事故調查產生不良影響。(2.4)
2. 經檢視該直升機所有結構零組件均為重著陸時與地面撞擊之損壞，結構失效可能肇事之因素應可排除。(2.3)
3. 事故當時天氣狀況良好，排除惡劣天氣因素。(1.7)

## 第四章 飛安改善建議

本章中，4.1 節為依據本調查之結果而提出之飛安改善建議。各相關機關(構)於調查過程中已完成或進行之改善措施，列於 4.2 節，惟本會並未對其所提列之飛安改善措施進行驗證，故相關之飛安改善建議仍列於 4.1 節中。

### 4.1 飛安改善建議

#### 致空中勤務總隊

1. 注意及加強該型機駕駛員起飛相關之操作程序，以避免起飛時油門未置於最大馬力肇致事故之可能。(ASC-ASR-10-07-001)
2. 評估 UH-1H 型機目前可使用之訓練方式及資源，建立該機隊低高度發動機失效緊急程序之適當術科訓練，以加強駕駛員之處置能力。(ASC-ASR-10-07-002)
3. 重新檢視任務前航機載重之計算、審核程序及歸檔的作業機制及執行過程，並加強駕駛員載重平衡之教育訓練，以有效避免載重計算錯誤的發生，並建立有效之審核機制以確保計算之正確性。(ASC-ASR-10-07-003)
4. 協議現有及未來所有機型之製造廠必須依據 ICAO ANNEX 13 之國際事故調查合作規定，提供所有事故調查之協助，以利航空器維修品質之提升及事故調查程序之完整。(ASC-ASR-10-07-004)
5. 規劃常年訓練之內容應將特搜隊員同乘之風險列入考量。  
(ASC-ASR-10-07-005)
6. 儘速建立一專職、專責、有效之飛安監理機制，以改善公務航空器之飛航安全。  
(ASC-ASR-10-07-006)

#### 致內政部

1. 督導空中勤務總隊，協議現有及未來所有機型之製造廠必須依據 ICAO ANNEX

13 之國際事故調查合作規定，提供所有事故調查之協助，以利航空器維修品質之提升及事故調查程序之完整。(ASC-ASR-10-07-007)

2. 儘速建立一專職、專責、有效之飛安監理機制，以改善公務航空器之飛航安全。(ASC-ASR-10-07-008)

## 4.2 已完成或進行中之改善措施

### 4.2.1 內政部空中勤務總隊

1. 注意及加強該型機駕駛員起飛相關之操作程序，以避免起飛時油門未置於最大馬力肇致事故之可能。(ASC-ASR-10-07-001)

#### (1) 執行計畫

依據年度飛行術科檢定及訓練查核計畫，落實並強化相關操作程序，以避免起飛時油門未置於最大馬力（即全行程 full open）肇致事故之可能。

#### (2) 辦理情形

責成檢定機師於實施年度飛行術科檢定及訓練查核時，針對正常操作程序落實檢定及查核作業，以確定每位飛行員均正確操作正常程序，起飛時油門均置於最大馬力（全行程 full open），以避免起飛時油門未置於最大馬力（全行程 full open）肇致事故之可能。

#### (3) 結論

完成專案訓練後，飛航同仁對起飛時油門位置之設定均能正確操作，避免飛安事件發生，經飛行查核驗證狀況良好。

2. 評估 UH-1H 型機目前可使用之訓練方式及資源，建立該機隊低高度發動機失效緊急程序之適當術科訓練，以加強駕駛員之處置能力。(ASC-ASR-10-07-002)

#### (1) 執行計畫

辦理 UH-1H 型機飛航教師專精訓練及飛航正駕駛精進訓練，以加強該機隊

飛行員對低高度發動機失效時，緊急程序之處置能力。

(2) 辦理情形

1. 98年2月11日簽奉核定實施UH-1H型機飛航教師專精訓練，時程自98年3月9日至98年3月27日，分3梯次施訓，每梯次5人，合計受訓飛航教師15員，學術科均以緊急程序為主，術科訓練尤強化低高度發動機失效緊急程序，以強化UH-1H型機飛航教師對緊急程序之教學能力。
2. 98年6月11日，依據UH-1H型機飛航教師專精訓練完訓評估報告暨建議事項簽奉核定實施UH-1H型機飛航正駕駛精進訓練，時程自98年6月29日至98年7月31日，分5梯次施訓。
3. 專案訓練期間、針對各相關作業程序加以研討驗證並強化緊急程序之操作訓練，以達教學統一目標。另對UH-1H型機正駕駛實施緊急程序為主之精進訓練，並置重點於低高度發動機失效，使其具備正確之處置觀念與能力，俾擔任機長遭遇包括低高度發動機失效等各種緊急狀況時能正確判斷及操作。

(3) 結論

完成專案訓練後，飛航同仁對低高度發動機失效處置程序均能熟悉，經飛行查核驗證狀況良好。

3. 重新檢視任務前航機載重之計算、審核程序及歸檔的作業機制及執行過程，並加強駕駛員載重平衡之教育訓練，以有效避免載重計算錯誤的發生，並建立有效之審核機制以確保計算之正確性。(ASC-ASR-10-07-003)

(1) 執行計畫

執行新版UH-1H型機載重平衡計算方式，並加強本總隊各機型載重平衡計算之審核作業。

(2) 辦理情形

本總隊已於 99 年 3 月完成新版 UH-1H 型機載重平衡表設計，並於 99 年 4 月 13 日以空勤航字第 0990002285 號函頒，要求各 UH-1H 型機勤務隊由 99 年 4 月至 6 月試行 3 個月後，7 月擇期召集各隊 UH-1H 型教師研討後確認。

(3) 結論

1. 各勤務隊飛行前載重平衡表由正駕駛於電腦計算確認後，列印書面資料交由單位主管審核，於任務歸詢後交由專人專檔列冊備查。

2. 本總隊於每月飛行查核時依規定檢查，並完成飛行查核紀錄表。

4. 協議現有及未來所有機型之製造廠必須依據國際事故調查合作規定，提供所有事故調查之協助，以利航空器維修品質之提升及事故調查程序之完整。  
(ASC-ASR-10-07-004)

(1) 執行計畫

委由原設計製造廠貝爾公司，執行 UH-1H 直升機性能提升及汰舊換新計畫，並規劃未來機型之製造廠必須協助調查，俾符合未來國際事故調查作業規定。

(2) 辦理情形

1. 現有直升機中 UH-1H 直升機原設計廠商為貝爾公司、製造廠商為漢翔公司、檢整廠商為亞航公司，囿於美方政策，目前僅能由亞航公司與貝爾公司循既有之工程技術協助管道，以書面方式提供事故調查協助。

2. 未來規劃所有機型之製造廠必須依據國際事故調查合作規定，提供所有事故調查之協助，以利航空器維修品質之提升及事故調查程序之完整。

(3) 結論

儘速完成 UH-1H 直升機儘速汰除或性能提升計畫，如屬性能提升則由美國國務院核准貝爾公司提供該型機之技術協助，俟雙方簽署技術支援協議書

簽訂後，未來將可以提供所有事故調查之協助。

5. 規劃常年訓練之內容應將特搜隊員同乘之風險列入考量。  
(ASC-ASR-10-07-005)

(1) 執行計畫

規劃常年訓練之內容，特搜隊員除參與組合訓練課目（須納入風險評估分析）外，禁止非組合訓練課目登機同乘。

(2) 辦理情形

現階段飛行前置作業，已將同乘人員列入風險評估分析。

(3) 結論

函頒各勤務隊並副知共勤單位，對非共勤組合訓練課目如：緊急程序、儀器飛行等不可派遣上述共勤人員登機同乘；並於爾後之年度飛行訓練實施計畫中增列此項訓練規定。

#### 4.2.2 內政部

1. 督導空中勤務總隊，協議現有及未來所有機型之製造廠必須依據國際事故調查合作規定，提供所有事故調查之協助，以利航空器維修品質之提升及事故調查程序之完整。(ASC-ASR-10-07-007)

(1) 執行計畫

委由原設計製造廠貝爾公司，執行 UH-1H 直升機性能提升及汰舊換新計畫，並規劃未來機型之製造廠必須協助調查，俾符合未來國際事故調查作業規定。

(2) 辦理情形

1. 本總隊現有直升機機型中，僅 UH-1H 直升機欠缺原廠國際事故調查合作完整性，原因為 UH-1H 直升機原設計廠商為貝爾公司、製造廠商為漢翔

公司、檢整廠商為亞航公司，囿於美方政策，目前僅能由亞航公司與貝爾公司循既有之工程技術協助管道，以書面方式提供事故調查協助。

2. 未來規劃所有機型之製造廠必須依據國際事故調查合作規定，提供所有事故調查之協助，以利航空器維修品質之提升及事故調查程序之完整。

### (3) 結論

儘速完成 UH-1H 直升機儘速汰除或性能提升計畫，如屬性能提升則由美國國務院核准貝爾公司提供該型機之技術協助，俟雙方簽署技術支援協議書簽訂後，未來將可以提供所有事故調查之協助。

## 附 錄

## 附錄 1-1 油門桿控制調整之檢查

TM 55-1520-210-23-1

## SECTION VI. IGNITION SYSTEM

ATTACHMENT

## NOTE

Refer to TM 55-2840-229-23 and paragraph 9-130 for applicable Ignition System Data.

## SECTION VII. POWER CONTROLS

## 4-110. POWER LEVER CONTROLS.

**4-111. Description – Power Lever Controls.** A mechanical linkage system, actuated by twist-grips on collective pitch control sticks, provides manual control of power lever on fuel control unit, modulating engine from zero to full power by controlling gas producer (N1) turbine rpm. Linkage is a series of connecting links, bellcranks, and a torque tube, with adjustable tubes at each end of series and between control sticks. One bellcrank has an adjustment to provide correct travel of entire airframe-mounted linkage. Power lever shaft is serrated and grooved to accept a control arm, and has a quadrant marked with power settings in travel range between stops pre-adjusted by engine manufacturer or overhaul facility. (figure 4-23.) An adjustable stop, on bellcrank below engine deck, contacts plunger of a solenoid to arrest travel of control linkage at flight idle position when power is reduced from higher settings. Stop release is accomplished by use of ENGINE IDLE STOP REL pushbutton switch on collective stick to retract solenoid plunger.

4-112. Adjustment — Power Lever Controls.

a. Be sure engine idle stop (20, figure 4-23) is removed and that adjustable tube (12) is disconnected from power lever control arm (1) on power lever shaft of fuel control, but connected to bellcrank at opposite end. If adjustable tube (48) is removed, set to nominal length of 21.4 inches between bearing centers and reinstall, connecting to bellcranks at both ends.

## NOTE

The rod-end adjustments must be kept as near nominal as possible to ensure safe thread engagement.

b. Install Control Arm (1) in lever shaft of fuel control, positioned as nearly parallel to power lever pointer (30) as serrations will permit. Install retaining screw through control arm (see figure 4-23 detail A), engage in groove around shaft. Lockwire (C155) screw head.

c. Rotate control arm (1) until the pointer is against either stop, turn twist grip to its stop in the corresponding direction. Check free rod-end over travel dimension between centers of bearing and control arm bolt hole. Repeat with pointer and twist grip each turned to opposite stop. Adjust length of adjustable tubes (12 and 48) to obtain a small amount of free rod-end over travel past control arm bolt hole, equal in both directions as limited by stops. Attach adjustable tube (12) to control arm (1) with bolt (13), washers (3), nut (4), and cotter pin (5). Tighten rod-end jamnut.

## CAUTION

If binding occurs, recheck entire installation for correct linkage and length of adjustable tubes. Refer to TM 55-2840-229-23 for fuel control binding.

d. Adjust serrated attachment of upper control rod on bellcrank (65) so that power lever pointer (30) will bottom out on stops at fuel control, short of extreme positions of twist-grip by approximately 5±2 degrees for T53-L-13 series engine, DETAIL A.

## NOTE

Ridge to ridge on the knurled friction knob is 30 degrees, which represents 10 degrees of travel on the fuel control arm. Cushion is to be set at the fuel control arm and not at the twist grip.

e. Adjust engine idle stop (para. 4-113).

4-113. Adjustment Engine Idle Stop and Release Solenoid — Power Lever Controls.

## NOTE

With linkage disconnected from fuel control, the torque required to rotate twist grip shall not exceed 5 inch-pounds.

Change 13 4-61

TM 55-1520-210-23-1

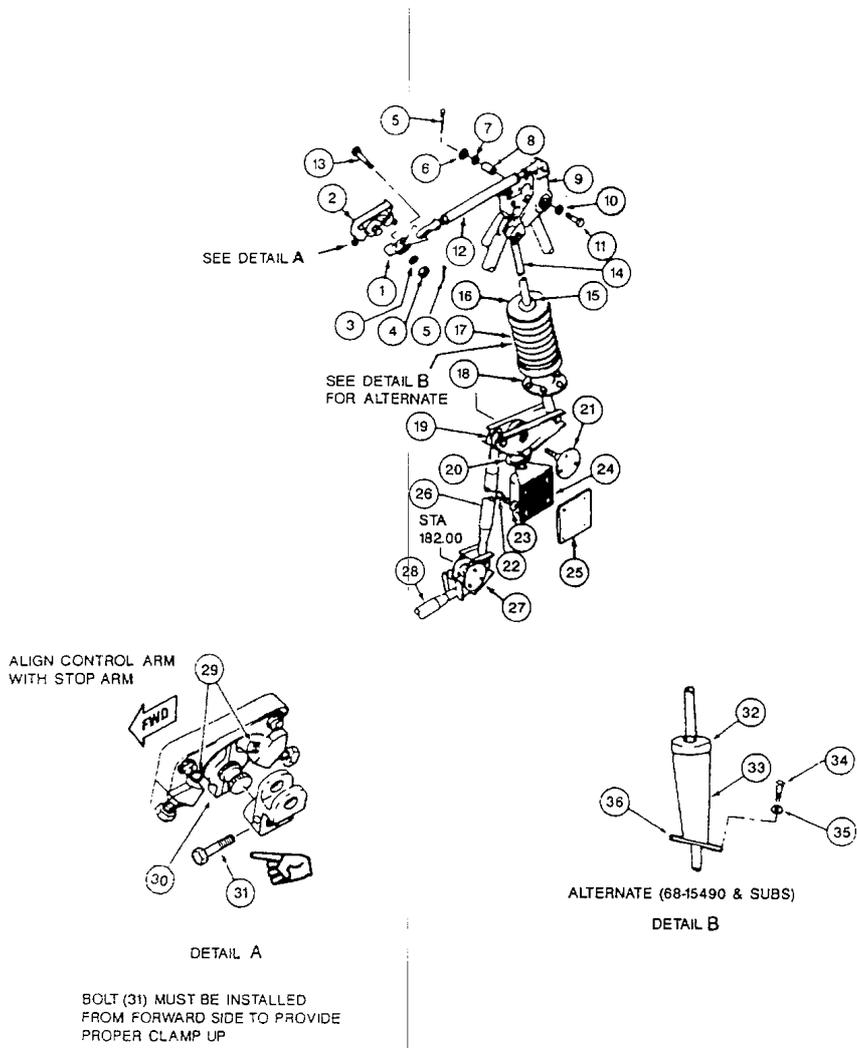


Figure 4-23. Power Lever Control System (Sheet 1 of 5)

4-62 Change 22

TM 55-1520-210-23-1

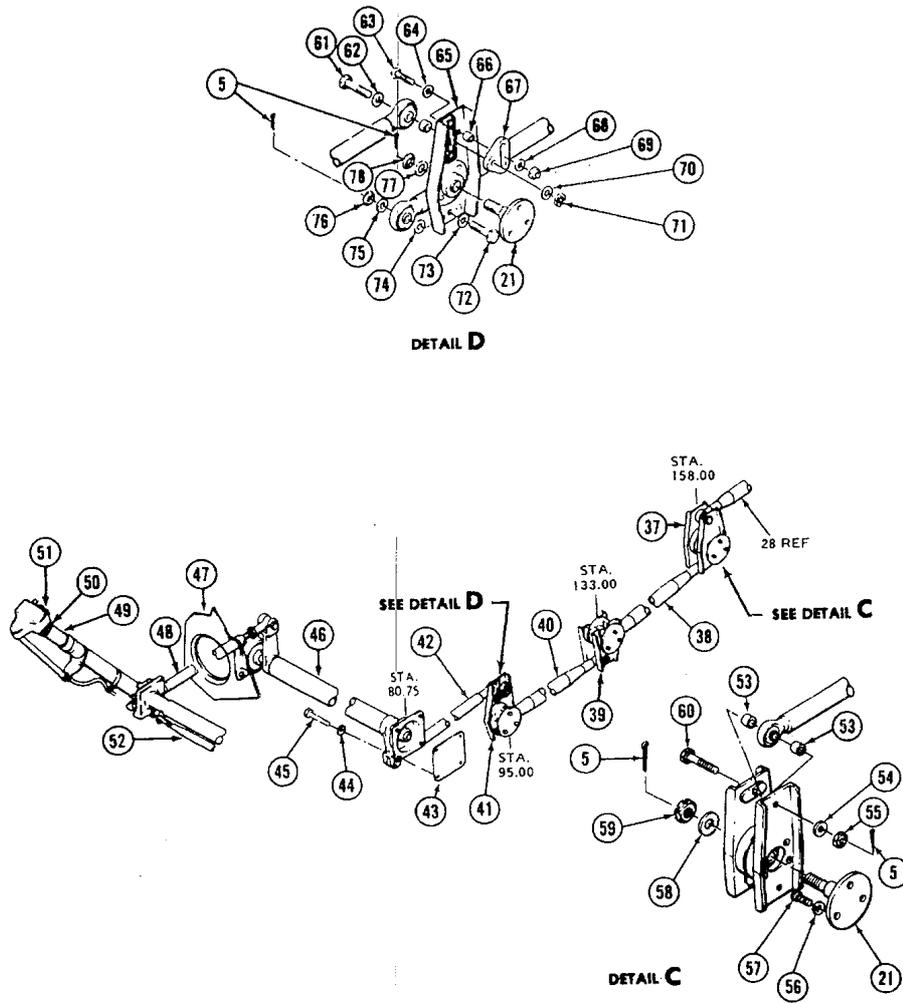


Figure 4-23. Power Lever Control System (Sheet 2 of 5)

4-63

TM 55-1520-210-23-1

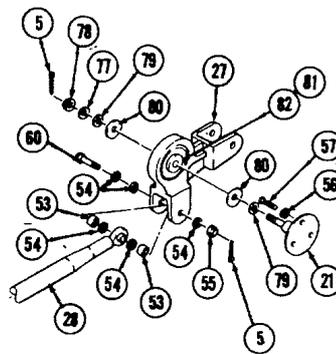
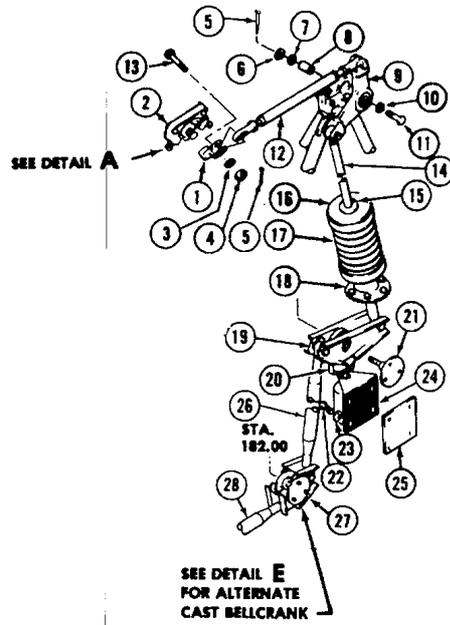


Figure 4-23. Power Level Control System (Sheet 3 of 5)

4-64

TM 55-1520-210-23-1

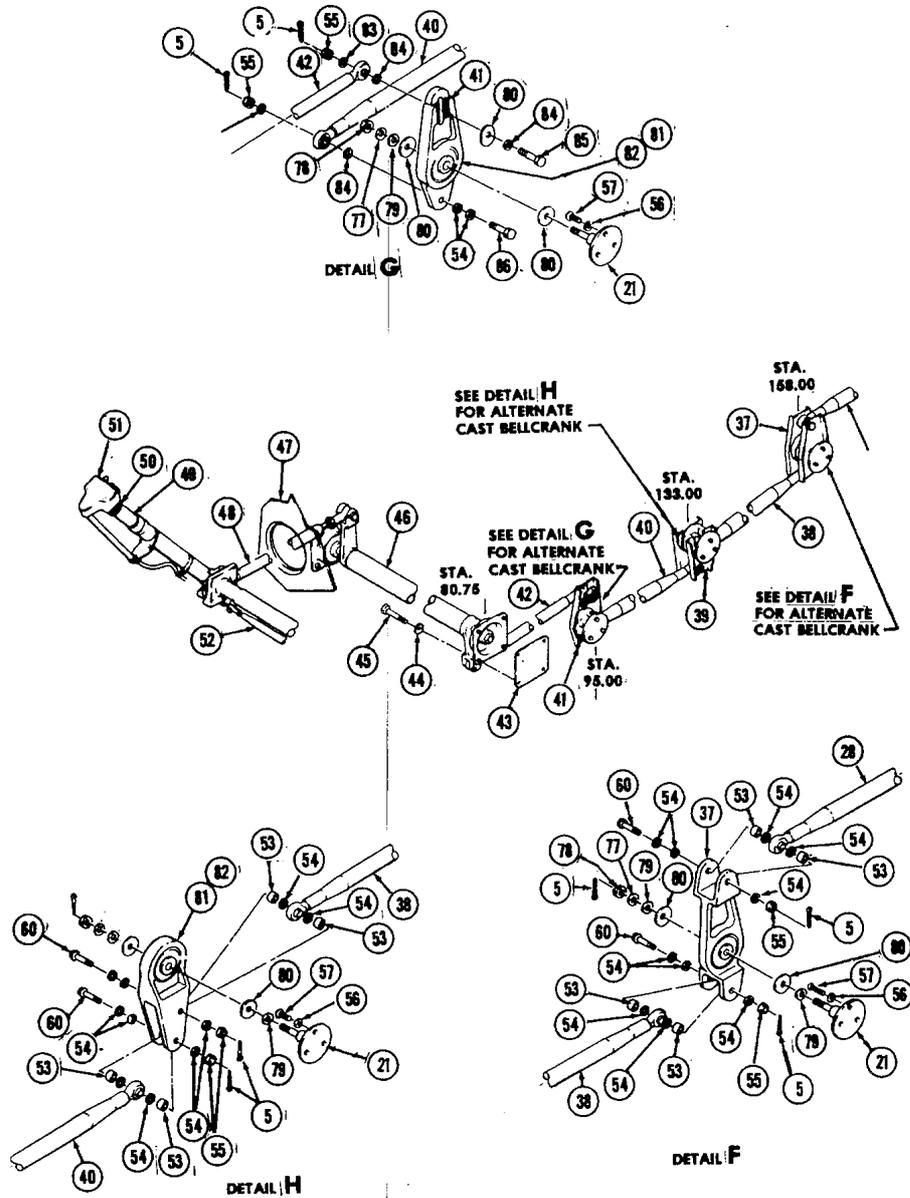


Figure 4-23. Power Lever Control System (Sheet 4 of 5)

4-65

TM 55-1520-210-23-1

- |   |                               |
|---|-------------------------------|
| 1. Control arm                              | 44. Washer                    |
| 2. Fuel control power lever shaft and stops | 45. Screw                     |
| 3. Washer                                   | 46. Torque tube               |
| 4. Nut                                      | 47. Bulkhead (station 74.25)  |
| 5. Cotter pin                               | 48. Tube (adjustable)         |
| 6. Nut                                      | 49. Twist grip control        |
| 7. Washer                                   | 50. Friction adjustment       |
| 8. Spacer                                   | 51. Switch, idle stop release |
| 9. Bellcrank (on engine mount)              | 52. Tube, interconnect        |
| 10. Washer                                  | 53. Spacer                    |
| 11. Bolt                                    | 54. Washer                    |
| 12. Tube (adjustable)                       | 55. Nut                       |
| 13. Bolt                                    | 56. Washer                    |
| 14. Connecting link                         | 57. Screw                     |
| 15. Split bushing and ring                  | 58. Washer                    |
| 16. Retainer                                | 59. Nut                       |
| 17. Bolt                                    | 60. Bolt                      |
| 18. Housing                                 | 61. Bolt                      |
| 19. Bellcrank                               | 62. Washer                    |
| 20. Engine idle stop                        | 63. Screw                     |
| 21. Mount                                   | 64. Washer                    |
| 22. Bolt                                    | 65. Bellcrank (adjustable)    |
| 23. Washer                                  | 66. Spacer                    |
| 24. Bracket, solenoid                       | 67. Serrated plate            |
| 25. Serrated base                           | 68. Washer                    |
| 26. Connecting link                         | 69. Nut                       |
| 27. Bellcrank                               | 70. Washer                    |
| 28. Connecting link                         | 71. Nut                       |
| 29. Stop power lever                        | 72. Bolt                      |
| 30. Power lever pointer                     | 73. Washer                    |
| 31. Retaining screw                         | 74. Washer                    |
| 32. Clamp                                   | 75. Washer                    |
| 33. Bolt                                    | 76. Nut                       |
| 34. Bolt                                    | 77. Washer                    |
| 35. Washer                                  | 78. Nut                       |
| 36. Plate                                   | 79. Washer                    |
| 37. Bellcrank                               | 80. Washer                    |
| 38. Connecting link                         | 81. Bushing                   |
| 39. Bellcrank                               | 82. Bearing                   |
| 40. Connecting link                         | 83. Washer                    |
| 41. Bellcrank                               | 84. Washer                    |
| 42. Connecting link                         | 85. Bolt                      |
| 43. Shims                                   | 86. Bolt                      |

Figure 4-23. Power Lever Control System (Sheet 5 of 5)

**NOTE**

Shims are required when bracket P/N 204-060-797-1 is installed. Shims are not required when bracket P/N 204-060-797-5 is installed.

a. Check that plunger of solenoid operates freely through bracket bushing (figure 4-24). If necessary, shim on four mounting screws between solenoid and bracket to obtain plunger alignment.

b. Attach engine idle stop (20, figure 4-23) on extended spacer of bellcrank (19), with stop projection aft. Secure stop with two bolts and serrated washers.

c. Position solenoid on serrated base plate to obtain  $0.040 \pm 0.010$  inch clearance between tip of plunger and surface of stop projection when solenoid is in actuated position (Figure 4-24). Secure by tightening four bolts, with thin aluminum washers under heads, through slotted holes in bracket into mounting pad.

4-66

## 附錄 1-2 衰降補償控制調整之檢查之 1

TM 55-1520-210-23-1

ATTACHMENT 2

g. Inspect adjustment shaft of single screw actuator for not more than 4 threads showing beyond the lock nut.

### 4-121. Adjustment — Linear Actuator.

**CAUTION**

Adjustment of the linear actuator requires an engine run-up to insure that proper RPM range is obtained.

a. Disconnect actuator shaft from governor control lever (3, figure 4-29) by removing bolt.

**CAUTION**

To prevent internal damage, stop screw adjustment must be performed with actuator at midpoint of stroke.

b. Electrically position actuator shaft to approximate midpoint of stroke and set actuator travel to 1.20 inch for T53-L-13 series engines.

(1) If actuator with two adjusting screws is installed, turn both positive stop adjusting screws to obtain maximum stroke (see detail B). Reduce stroke by turning each screw ten full turns away from maximum adjustment to obtain actuator nominal position.

NOTE

One full turn of the adjusting screw on actuator with single adjusting screw will cause change in both the retract and extend position of 0.032 inch. (See detail B.)

✓ (2) If actuator with single adjusting screw is installed, positive stops can be adjusted, if necessary, for travel of 0.500 TO 1.75 inch without change in nominal position.

b. 1. Adjustment of single screw actuator, PN25140-65A124 (TRW/Globe Motor Div.)

(1) Remove locknut; lockwasher.

(2) Turn adjustment shaft CW to increase stroke. (1 turn changes total stroke 0.032 inch).

**CAUTION**

DO NOT OVER TORQUE LOCKNUT. If locknut is overtorqued, failure of the stop adjust mechanism will occur, allowing the engine to overspeed.

NOTE

If adjustments are reversed, release locknut and lockwasher and run actuator thru full extend and retract stroke. Then secure lockwasher and repeat steps 1 and 2.

(3) Place lockwasher on pin and retighten locknut. Tighten locknut only enough to snug lockwasher in place.

Change 13 4-75

TM 55-1520-210-23-1

c. Fully retract actuator shaft by holding GOV RPM switch to INCR. Move collective stick to full up position.

**CAUTION**

When tightening jamnut on actuator shaft, center rod-end in clevis of lever so that self-aligning bearing will absorb any rotation of shaft. If actuator is allowed to turn, failure of the shaft retainer mechanism will occur, allowing the actuator shaft to separate from the jackscrew and resulting in loss of N2 control.

d. Install bolt connecting actuator to governor control lever, adjusting actuator shaft rod-end to obtain 0.010 inch clearance between governor stop arm and upper stop screw, measured with a feeler gage (see Detail A). If necessary, reposition control lever on governor shaft to accomplish this adjustment while keeping safe thread engagement of rod-ends. If governor stop clearance still cannot be obtained, the stop-arm (20) may be moved 2 serrations either way to complete rigging. Attach actuator shaft rod-end with washer (P/N AN960-10L) on each side of bearing into clews of governor control lever, with bolt, washer and nut. Torque nut 12 to 15 inch pounds. Install cotter pin.

e. Refer to paragraph 4-128, steps and k for lower stop screw adjustment.

**4-122. Operational Check — Linear Actuator.** a. Turn electrical power on

**NOTE**

✓ **Travel time should not exceed 5 to 10 seconds.**

b. Position GOV RPM switch on pilot's collective stick to INCR. Check that governor's rpm actuator on the engine retracts

c. Position GOV RPM switch to DECR. Check that actuator extends.

d. Repeat steps b and c using copilot's GOV RPM switch.

4-123. Removal — Linear Actuator. a. Open engine compartment cowling at left side.

b. Remove terminal cover with attaching screws from top of actuator (4, figure 4-29). Disconnect and mark electrical leads for installation. Reinstall cover

**CAUTION**

Use care to avoid losing spring washer, installed between actuator clevis and cambox slider.

c. Detach actuator jackshaft end-fitting from control lever (3) on governor, and forward end-fitting from slider of cambox assembly (5), by removing bolts with nuts and washers.

**4-124. Repair or Replacement Linear Actuator.** a. Attaching hardware.

(1) Replace missing, cracked, worn or elongated hardware.

(2) Remove corrosion with abrasive cloth (C1) to obtain a smooth scratch free surface. Treat parts in accordance with Specification QQ-P-416

(3) Tighten loose hardware

(4) Replace parts that have damaged threads

b. Housing

(1) Remove corrosion, nicks and scratches (Refer to step a (2))

(2) Replace linear actuator when housing is cracked

(3) For further repair forward housing to Depot

c. Electrical Terminals

(1) Remove corrosion with abrasive cloth (C1) to obtain a smooth scratch free surface

(2) Tighten terminals when loose at attaching point

d. Rod-end bearings.

(1) Purge binding rod end bearing with grease (C129) while rotating bearing.

4-76

## 附錄 1-3 衰降補償控制調整之檢查之 2

## ATTACHMENT 3

TM 55-1520-210-23-1

(2) Replace rod-end bearing if worn, binding, cracked, or damaged threads.

(3) Tighten lock nut if rod-end bearing shaft is loose in drive tube.

(4) Replace linear actuator if actuator shaft turns on its axis.

(5) Replace linear actuator if over 4 threads of adjustment shaft show beyond the locknut, or if shaft can be pulled out of actuator.

e. Motor.

(1) Remove corrosion, nicks, and scratches from motor housing. (Refer to step a (2).)

(2) Replace linear actuator when motor housing is cracked or when motor is inoperative.

(3) Tighten attaching screws when motor is loose on housing.

**NOTE**

When tightening jamnut on actuator shaft, center rod-end in clevis of lever so that self-aligning bearing will absorb any rotation of shaft.

(4) Deleted

**4-125. Installation — Linear Actuator.**

a. Place control lever (3, figure 4-29) on governor control shaft (2) as near to 90 degrees to stop arm (20) as the serrations will permit. Manually move control lever (3) to full increase. If the lever contacts the overspeed governor, body, remove the lever and install it one or two serrations to the rear from the 90 degree position. Move control lever to full increase again to be sure it does not contact the overspeed governor body. Install retaining bolt and washer (21) from the aft side through the lever and shaft groove. Torque bolt, and lockwire (C155) bolt head to lever shank.

b. Align actuator front end-fitting clevis on end of cambox slider. Insert spring washer between clevis and underside of cambox slider. Install bolt from top - secure with washer and nut Torque nut 5 TO 15 inch-pounds. Install cotter pin.

c. Attach actuator shaft rod-end with one washer AN960-10L on each side of rod-end bearing

into clevis of governor control lever (3) with bolt; secure with washer, and nut. Torque nut 12 TO 15 inch-pounds. Omit cotter pin until rigging incomplete. If necessary, loosen bolts attaching cambox bracket (1) on engine to align actuator (4) to lever (3). After installing actuator, tighten and lockwire (C155) bracket bolt.

d. Remove actuator terminal cover. Connect electrical leads on terminals. (See wiring diagrams, Appendix F.) Reinstall terminal cover.

e. Check linear actuator for proper adjustment and operation (paragraph 4-121 and 4-122).

f. Adjustment of the linear actuator requires an engine run-up to insure the proper RPM range is obtained.

**4-126. DROOP COMPENSATOR CONTROLS.**

**4-127. Description — Droop Compensator Controls.** Droop compensation, to stabilize rpm as engine load fluctuates with changes in main rotor pitch, is provided by mechanical control linkages which translate motion from a collective pitch control bellcrank through the compensator cambox and linear actuator assemblies to the fuel control N2 governor lever (figure 4-29). Compensator linkage consists of two control rods and a torque tube, which has a shear pin in its forward arm to assure unhindered operation of collective pitch controls if compensator linkage should be come fouled.

**4-128. Adjustment — Droop Compensator Controls.** a. Ensure that collective pitch control system rigging has been completed (para. 11-6).

b. Lock collective pitch control stick in full up position, and adjust droop compensator control tube (16, figure 4-29) to align center of bolt hole in bellcrank (33) approximately level with top of support bracket (10). Due to shimming and manufacturer's tolerance, a variation of 0.250 inch from top of support bracket is possible and acceptable. (see detail D.)

c. Set cam adjustment (23) to middle of slot. (See detail C).

d. Move collective pitch control stick to full down position and lock.

Change 22 4-77

TM 55-1520-210-23-1

**NOTE**

This is a nominal setting and is subject to change, if necessary, in following steps.

✓ e. Adjust control tube (12) attached to cam bellcranks so that approximately 0.38 inch of cam slot is visible below cam housing.

f. Check Installation of governor control lever (3) as nearly at 90 degree angle to stop arm as serration alignment permits (Refer to figure 4-29 Detail A).

**NOTE**

The adjustment of the upper stop screw to 0.210 inch is the initial adjustment and may be subject to change to maintain proper clearance in the following steps.

**NOTE**

Never shorten either stop screw on governor to less than 0.060 inch length from inner side of boss. If this dimension cannot be obtained, remove governor stop arm from serrated shaft and move one (1) serration counter-clockwise, reinstall and safety.

g. Adjust upper governor stop screw to 0.210 inch for T53L-11 series and T53L-13 engines, measured from inner side of mounting boss. (See detail A.) Remove and discard lead seal on lockwire, if existing.

h. Disconnect actuator from governor control lever (3) by removing bolt.

i. Adjust linear actuator (paragraph 4-121). Accomplish operational check of linear actuator (para. 4-122).

j. Fully extend actuator shaft by holding GOV RPM switch to DECR. Lock collective pitch control stick in full down position.

✓ k. Adjust lower stop screw for 0.010 inch clearance with governor stop arm, measured with a feeler gage. Remove and discard lead seal on lockwire, if existing. Observe minimum length limitation, (Refer to Note preceding step g.) Check operation time on actuator, time from full increase to full decrease should be five (5) to ten (10) seconds. If actuator fails to meet these requirements replace actuator.

l. Check for 6000 TO 6700 ± 50 RPM range on initial ground run with collective stick full down. If above parameters are not met, proceed as follows:

**CAUTION**

To prevent internal damage, stop screw adjustment must be performed with actuator at midpoint of stroke.

**CAUTION**

If the following procedure is done with the engine running, the pilot must take manual control of the throttle and reduce N1 RPM to flight idle any time the control lever is disconnected from the linear actuator.

(1) Adjust the linear actuator adjusting screw(s) to obtain a 700 RPM spread. Once the required 700 RPM spread is obtained, fully decrease the linear actuator and check for 6000 RPM plus or minus 50-RPM--

(2) To obtain the required 6000 RPM, loosen the jam nut that secures the linear actuator rod end bearing and remove the nut from the bolt securing the rod end bearing to the control lever. When preceding cautions are met, remove the bolt attaching the linear actuator to the control lever (3, figure 4-29) using care not to actuate the control lever during the removal process. Turn the rod and bearing as required; one full turn of the rod end bearing changes the RPM 40 TO 50 RPM. (Clockwise increases RPM and counter-clockwise decreases RPM.)

4-78 Change 19

(3) Connect the linear actuator rod end bearing to the control lever with the bolt and check for **6000 RPM**. After the **6000 RPM** is obtained, increase the linear actuator to insure that the linear actuator controls the RPM from **6000 RPM** to **6700** plus or minus **50 RPM**. After final adjustment is made, lockwire (C154) both stop screws.

m. Make final adjustments of droop compensator cam as required by flight checks. Set cam to maintain 6600 N2 RPM plus or minus 40 from full low pitch to full power. If RPM droop occurs, loosen adjustment bolt (23, figure 4-29), and rotate cam counterclockwise towards maximum compensation. If maximum compensation adjustment does not correct droop, lengthen control tube (12) to increase amount of cam slot showing below housing. Be sure roller does not bottom out at end of cam slot in either extreme travel. 4-128.1. Inspection of the Magnesium ClevisArm of the Droop Compensator Jackshaft Assembly.

**NOTE**

**Magnesium clevis arms can be distinguished from aluminum clevis arms by the letter "M" for magnesium and "A" for aluminum vibro etched on the clevis. If no letter is found, refer to TM 11500204236, Paragraph 43.B, to determine if the clevis is magnesium or aluminum.**

a. Check clevis arm (item 34, detail F, figure 4-29) for security by grasping the clevis arm and applying moderate force in several directions. If the clevis arm appears loose in the jackshaft tube it has probably failed. Replace jackshaft assembly as necessary.

b. Disconnect the control tube (12), at the upper end, from the cambox assembly. Remove four screws that secure the support (10) and move support as far aft as possible while still engaging the jackshaft assembly.

c. Adjust the collective position so that the clevis arm of the jackshaft assembly is in the horizontal position.

TM 55-1520-210-23-1

**CAUTION**

If severe corrosion is present, the clevis arm could break off during the inspection below. Care should be taken to prevent personal injury while using the spring scale.

d. Using a short length of lockwire, form a loop through the rod end on the upper end of the control tube (12). Connect a spring scale to the lockwire and apply a 30 pound pull vertically on the control tube. Any visible movement of the clevis end in the jackshaft tube is cause for replacement of the jackshaft assembly.

e. Position collective to the full up position. Remove support (10).

f. Attach spring scale to clevis arm of the jackshaft assembly and apply a 30 pound pull in the aft direction. Any visible movement of the clevis end in the jackshaft tube is cause for replacement of the jackshaft assembly.

**4-129 Removal Droop Compensator Controls.**

a. Disconnect control tube (12, figure 4-29) from bellcrank of cambox assembly (5) by removing bolt (8) with nut (6) and washers (9). Disconnect control tube from torque tube arm at support (10).

**NOTE**

**If cambox is removed from bracket, be sure shims remain in place on bellcrank pivot bolt between inner race of bearing and sides of housing.**

b. Remove cam assembly and bracket as an assembly by removing lockwire and two bolts at top of forward engine mount trunnion. Reinstall bolts to secure mount trunnion.

Change 33 4-78.1/(4-78.2 blank)

TM 55-1520-210-23-1

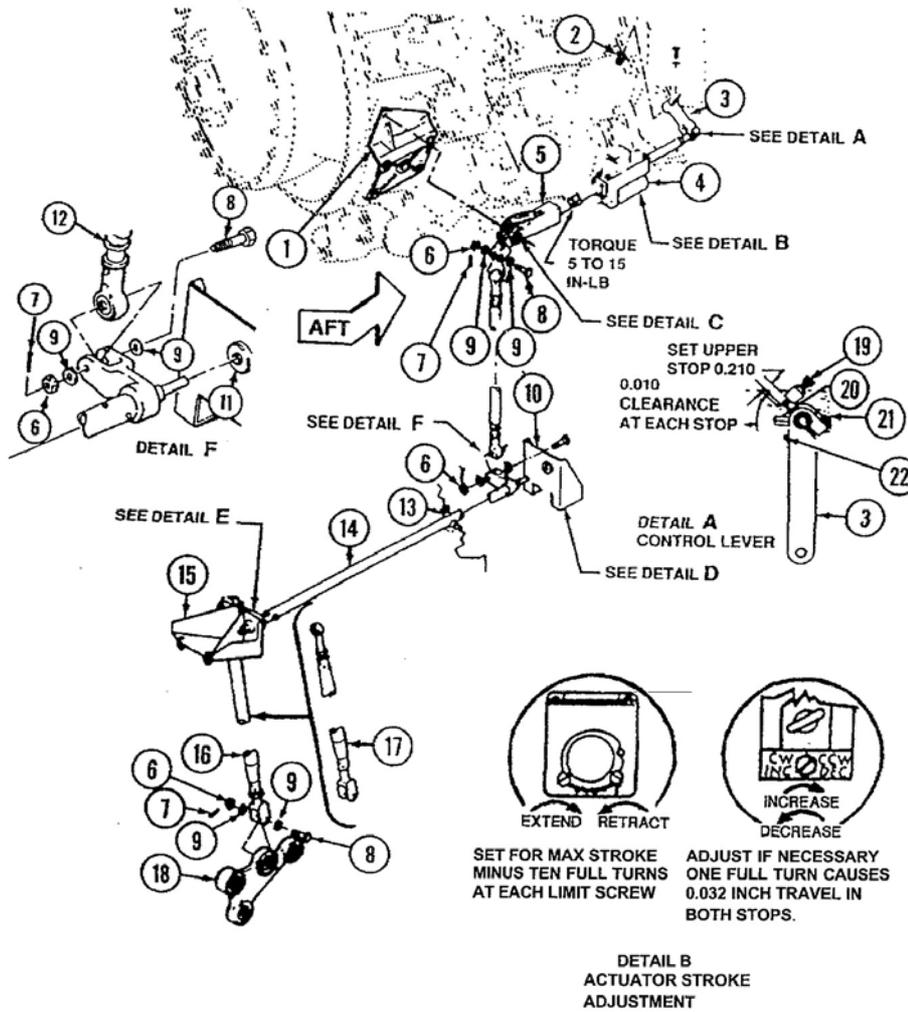


Figure 4-29. Power Turbine Governor RPM Controls (Sheet 1 of 2)

Change 22 4-73

TM 55-1520-210-23-1

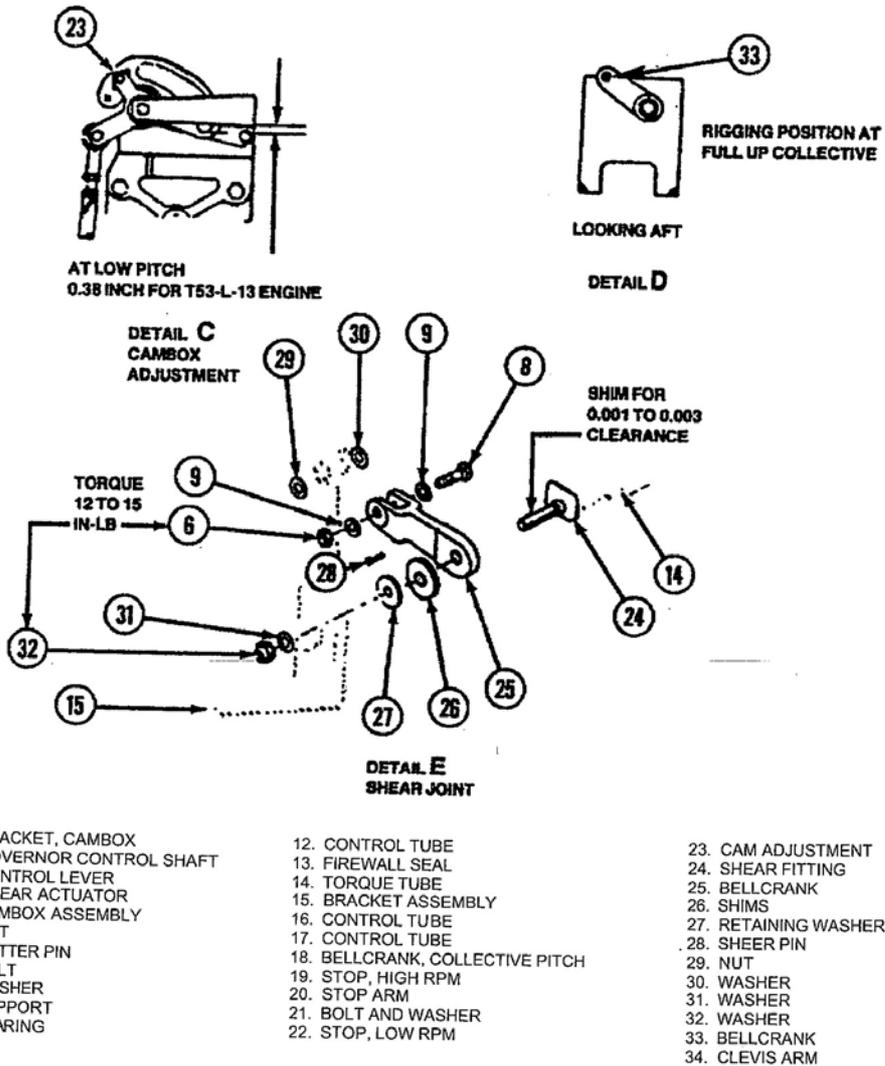


Figure 4-29. Power Turbine Governor RPM Controls (Sheet 2 of 2)

4-74 Change 37

本頁空白



本頁空白

### 附錄 3-1 貝爾來函 1

This is in response to your letter VFC-08-1001 dated 7 October 2008 requesting technical assistance for NASC's UH-1H NA-518 incident which occurred on 11 July 2008.

Since neither BELL Helicopter nor Honeywell were involved in the investigation into this incident, we are only able to provide possible causes of the loss of engine power and reduction in rotor speed reported during takeoff.

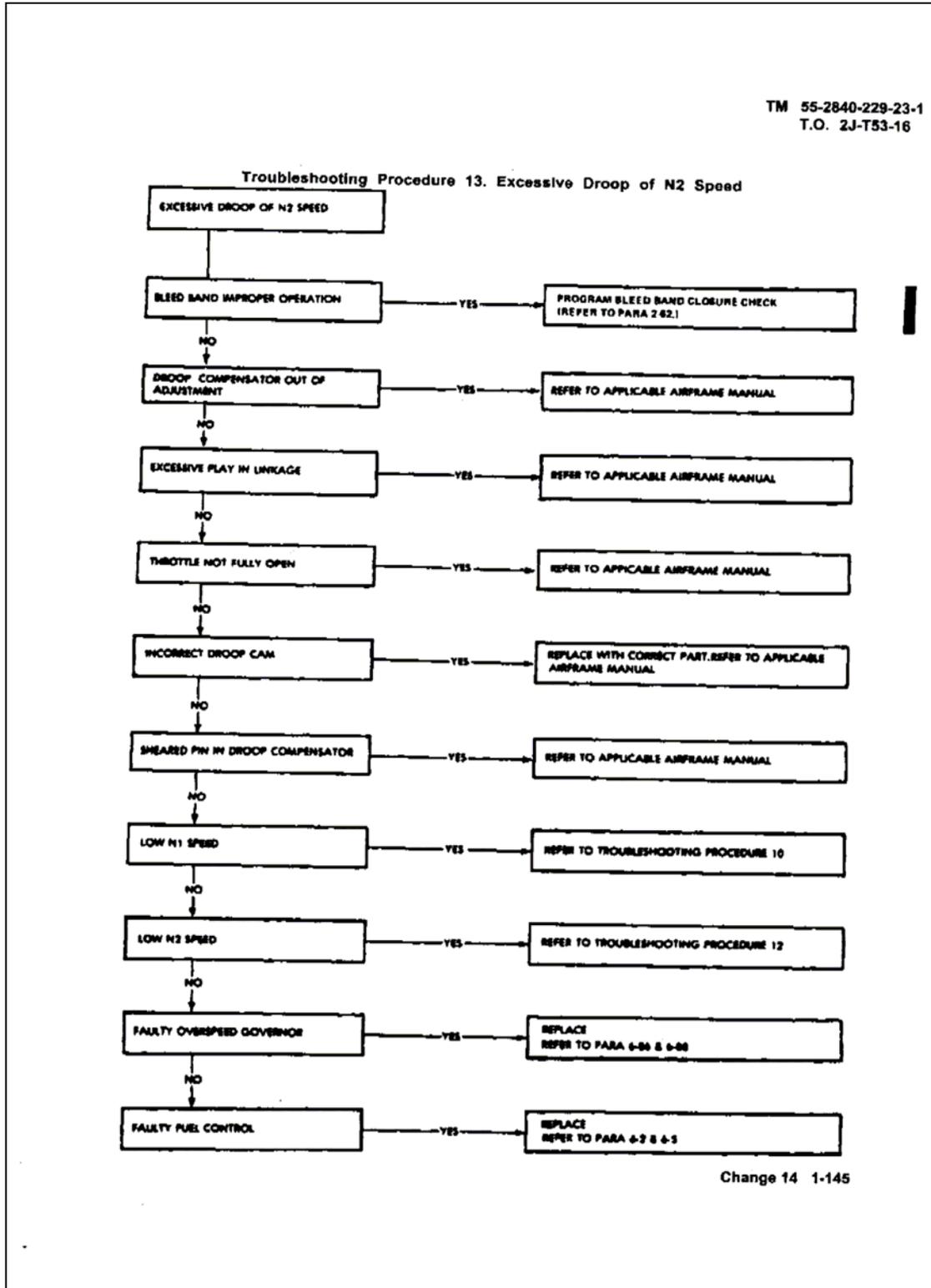
BELL Helicopter has forwarded the results of your engine test cell run to Honeywell for comments and their reply was that the engine was operating normally during the test cell run and no anomalies were noted on the run sheet.

Based on these findings, the only recommendation BELL Helicopter is able to provide is to for you to refer to TM 55-2840-229-23 Troubleshooting Procedure 13 for Excessive Droop of N2 Speed. This troubleshooting procedure also refers you to Troubleshooting Procedures 10 and 12 depending on your findings while following procedure 13.

The possible causes for a reduction in N2 speed are listed in a logical sequence in procedure 13 and in conjunction with procedures 10 and 12 provide the items that should be checked when a reduction in N2 speed is noted. The same items should be verified if inspecting the helicopter to prevent a N2 speed reduction from occurring.

本頁空白

附錄 3-2 發動機故障排除流程 13



本頁空白

附錄 4 油控器功能測試紀錄

<b>WORK PROCEDURES SHEET</b>						PREPARED BY	REVIEWED BY
AREA/PHASE/SHOP		TITLE				W.T.Liu	J.C.Chen
ACCY		Functional Test-Main Fuel Regulator				REVISION LETTER	Original
		P/N: 100770A4/100770A5				DATE	2-25-2004
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP
			<b>Reference:</b> Goodrich CMM with IPL, Main Fuel Regulator , Model Number TA-2S, TA-7, R12, Dated: 2003/01/15				
1.	ACCY		Identify the part number and serial number. P/N: <u>100770A4</u> S/N: <u>872AS1675</u>				
2.	ACCY		<b>RECEIVAL INSPECTION</b> Visually /Check Fuel Control for short of parts Visually inspect Fuel Control all surface related parts for severe damage and mutilation. Inspect shouldered shaft for worn or damaged spline areas. Visually/Check all port and hose for water or dirty.				
3.	ACCY		<b>TEST</b> 1. Standard settings and conditions: Standard settings and conditions must be set before running the test. Standard conditions do not apply for those particular settings which are being tested. N <sub>1</sub> : Limits per test requirements, ±4 rpm if not specified. P <sub>B</sub> : 4 ±2 pig. P <sub>N</sub> : 300 ±10 psig at 900 pph (3,450 ±50 rpm). P <sub>1</sub> : 29.92 ±0.05 inches mercury (Hg) absolute. Quad.: 100 ±0.5 degrees using test quadrant STD62480. T <sub>1</sub> : 59° ±3°F. W <sub>f</sub> : Limits per test requirement. IGV Lever: At 60-degree mark. Solenoid: In main (automatic) system operation position. Igniter Line: Line closed. Fuel Inlet Temperatur: 65° to 85°F. Test Fluid: Calibrating Fluid, Type 2 (Ref MIL-C-7024, Type II) 2. Prepare for test:				
MODEL/TYPE		SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION	PAGE/REVIEWED BY
T53-L-13B						TNN	1 of 7
FORM 4834310 (JUN 68)		TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE.					
		CODE ACCY0403					

## WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP <b>ACCY</b>		TITLE <b>Functional Test-Main Fuel Regulator</b> P/N: 100770A4/100770A5			PREPARED BY <b>W.T.Liu</b>	REVIEWED BY <b>J.C.Chen</b>
					REVISION LETTER <b>Original</b>	DATE <b>2-25-2004</b>
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY CUSTOMER INSP
			<p>(1) Set standard conditions and allow them to stabilize.</p> <p>(2) Set N<sub>1</sub> speed at 4200 rpm to obtain a fuel flow of 930 ±5 phr.</p> <p>3. Preliminary leak test:</p> <p>(1) Reduce outlet pressure (P<sub>N</sub>) to zero by shutting down N<sub>1</sub> drive. Set inlet temperature at 55° to 85°F (13° to 30°C).</p> <p>(2) Increase inlet pressure (P<sub>B</sub>) to 45 to 50 psig. Measure leakage at N<sub>1</sub> seal drain during several 1 minute periods.</p> <p style="text-align: center;">Actual leakage at N<sub>1</sub>: <u>2 drops</u></p> <p>(3) Set N<sub>1</sub> speed at 4300 rpm with inlet pressure (P<sub>B</sub>) at 45 to 50 psig. Close the throttling valve to obtain 600 to 620 psig. Measure discharge pressure leakage at N<sub>1</sub> seal drains during several 1-minute periods.</p> <p style="text-align: center;">Actual leakage at N<sub>1</sub>: <u>3 drops</u></p> <p>At no time shall the combined leakage from N<sub>1</sub> seal drain exceed 1 cc per minute. No other external leakage is permitted.</p> <p>4. Emergency (manual) flow schedule:</p> <p>(1) Apply 14 volts dc and switch solenoid to emergency position. Switchover (fuel flow) should occur in 1 second maximum. Shut off current to ensure that solenoid is mechanically held in emergency position. Actual condition: <u>0.6 sec</u></p> <p>(2) Run emergency flow schedule as per following table, using standard conditions, except as specified.</p>			

Line	Quad. (±0.5 deg.)	N <sub>1</sub> (rpm)	W <sub>f</sub> (phr)			Adjust
			Min.	Act.	Max.	
1	21	1800 ± 10	105	<u>121</u>	123	Shim (207, Figure 107)
*2	55	2600 ± 10	186	<u>201</u>	226	EMV (115, Figure 107)
3	100	4100 ± 10	675	<u>712</u>	725	Emergency Maximum Flow Valve (201, Figure 107). Use wrench STD64917 when adjusting valve.

\* Hysteresis check is made by moving quadrant in decreasing direction. On up-run, set quadrant and N<sub>1</sub> speed in increasing direction. -1 PPH

MODEL/TYPE <b>T53-L-13B</b>	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 2 of 7
						CODE <b>ACCY0403</b>

FORM 4834310  
(JUN. 69)

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

### WORK PROCEDURES SHEET

PREPARED BY		W.T.Liu		REVIEWED BY		J.C.Chen			
AREA/PHASE/SHOP		TITLE				REVISION LETTER			
ACCY		Functional Test-Main Fuel Regulator P/N: 100770A4/100770A5				Original			
						DATE			
						2-25-2004			
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION			DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP

5. High pressure relief valve test:

- (1) Set standard conditions and  $N_1$  speed at  $3500 \pm 20$  rpm for a fuel flow ( $W_f$ ) of  $620 \pm 20$  phr.
- (2) Fully close throttling valve (13, Figure 704 of Reference). The high pressure relief valve must maintain at a differential pressure of  $850 \pm 50$  psig ( $P_{N1}$  minus  $P_B$ ) at no flow.

Actual pressure: 855 psig

6. Stopcock valve test:

- Set standard conditions; then set  $N_1$  speed at 0 rpm. Set quadrant at zero degree and inlet pressure ( $P_B$ ) at  $10 \pm 5$  psig.
- Disconnect throttling valve (13, Figure 704) from  $P_N$  port of fuel regulator. Measure leakage at discharge port. At no time must leakage at  $P_N$  port exceed 2 drops (0.05 cc) per minute.

Actual leakage: No Leakage

7. Acceleration and face cam schedule -  $T_1$  at 59°F:

Line	$P_1$ (in. Hg abs)	$N_1$ (rpm)			$W_f$ (phr)		
		Min.	Act.	Max.	Min.	Act.	Max.
1	29.92	546	550	554	59	66.5	75
2	29.92	1696	1700	1704	167	175	185
*3	29.92	2096	2100	2104	204	219	226
4	29.92	3696	3700	3704	706	760	770
5	29.92	4196	4200	4204	915	935	945

\* Hysteresis limits: Within  $\pm 2$  percent of actual value obtained on up-run. 0 PPH

MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 3 of 7
T53-L-13B						CODE ACCY0403

FORM 4834310  
(JUN. 69)

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

## WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP <b>ACCY</b>		TITLE <b>Functional Test-Main Fuel Regulator</b>			PREPARED BY <b>W.T.Liu</b>	REVIEWED BY <b>J.C.Chen</b>		
		P/N: 100770A4/100770A5			REVISION LETTER <b>Original</b>		DATE <b>2-25-2004</b>	
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION		DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP
			8. Altitude schedule at 3700 rpm:					

Line	P <sub>1</sub> (in. Hg abs)	N <sub>1</sub> (± 4 rpm)	W <sub>r</sub> (phr)		
			Min.	Act.	Max.
*1	11	3700	262	288	288
2	15	3700	353	381	387
3	29.92	3700	706	755	770

\* Hysteresis check made by decreasing pressure. *OPPH*

	9. Throttle shaft lever schedule:				
--	-----------------------------------	--	--	--	--

Line	Quad (± 0.5 deg)	W <sub>r</sub> (phr)			N <sub>1</sub> (rpm)		
		Min.	Act.	Max.	Min.	Act.	Max.
1	23	150	153	156	2155	2211	2235
2	26	150	153	156	2155	2221	2235
3	38	255	260	265	2980	3015	3060
4	42	255	260	265	2980	3023	3060
*5	100	833	860	867	4566	4583	4624

\* Set maximum throttle adjusting screw with conditions of line 5 stabilized. Approach quadrant settings from low side.

	10. Deceleration setting: Set quadrant pointer at 24.5-degree setting, and set P <sub>1</sub> at 29.92 inches Hg absolute.				
--	---	--	--	--	--

Line	P <sub>1</sub> (in. Hg abs)	N <sub>1</sub> (±10 rpm)	W <sub>r</sub> (phr)		
			Min.	Act.	Max.
1	29.92	4200	257	278	283
2	29.92	2800	127	141	141

MODEL/TYPE <b>T53-L-13B</b>	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/REVIEWED BY 4 of 7 CODE <b>ACCY0403</b>
--------------------------------	------------	---------------------	-------------	----------------	----------------	--

 FORM 4834310  
(JUN. 69)

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

### WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP <b>ACCY</b>		TITLE Functional Test-Main Fuel Regulator P/N: 100770A4/100770A5				PREPARED BY W.T.Liu	REVIEWED BY J.C.Chen
						REVISION LETTER Original	DATE 2-25-2004
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP
			11. N <sub>1</sub> governor droop schedule: Set quadrant at 100 ± 0.5 degree maximum stop position.				

Line	N <sub>1</sub> (rpm)			W <sub>f</sub> (phr)		
	Min.	Act.	Max.	Min.	Act.	Max.
*1	4531	4552	4589	882	900	918
2	-----	4600	-----	-----	840	-----

\* Hysteresis limits: Within 12 rpm N<sub>1</sub> speed for same fuel flow (W<sub>f</sub>) as on up-run. -10rpm

	<p>12. Acceleration and face cam schedule - T<sub>1</sub> at -30°F:</p> <p>(1) Subject T<sub>1</sub> sensor bulb to a temperature of -30° ± 3°F. Set P<sub>1</sub> at 11.0 inches Hg absolute, N<sub>1</sub> at 3,900 ± 4 rpm and record actual fuel flow (W<sub>f</sub>). Fuel flow must be within the limits of 391 to 441 phr. Actual fuel flow: <u>443 phr</u></p> <p>(2) Set P<sub>1</sub> at 22.5 inches Hg absolute. Adjust N<sub>1</sub> speed to obtain a fuel flow of 842 to 874 phr. Record actual fuel flow and adjusted N<sub>1</sub> speed. Adjusted N<sub>1</sub> speed must be within the limits of 4365 to 4452 rpm. Actual fuel flow: <u>865 phr</u> Actual N<sub>1</sub> speed: <u>4405 rpm</u></p> <p>13. Acceleration and face cam schedule - T<sub>1</sub> at 100°F::</p> <p>Subject T<sub>1</sub> sensor bulb to a temperature of 100° ± 3°F. Use standard conditions, except as specified.</p>				
--	--	--	--	--	--

Line	P <sub>1</sub> (in. Hg abs)	N <sub>1</sub> (± 4 rpm)			W <sub>f</sub> (phr)		
		Min.	Act.	Max.	Min.	Act.	Max.
1	29.92	1196	1200	1204	97	105	113
2	29.92	2896	2900	2904	323	348	345
3	29.92	3696	3700	3704	645	675	703
*4	22.50	4425	4430	4489	652	665	678

\* Face cam schedule

MODEL/TYPE T53-L-13B	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 5 of 7 CODE ACCY0403
-------------------------	------------	---------------------	-------------	----------------	----------------	--

FORM 4834310  
(JUN 69)

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

## WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP <b>ACCY</b>		TITLE <b>Functional Test-Main Fuel Regulator</b> P/N: 100770A4/100770A5			PREPARED BY W.T.Liu	REVIEWED BY J.C.Chen
					REVISION LETTER Original	DATE 2-25-2004
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION		DONE BY	ACCEPTED BY INSPI BY CUSTOMER INSP

14. Air-bleed trigger line schedule:

Line	T1 (± 3°F)	P <sub>sig</sub> Position (± 0.25 psig)	W <sub>f</sub> (phr)			N <sub>1</sub> (rpm)		
			Min.	Act.	Max.	Min.	Act.	Max.
1	59	Open = 30.6	784	800	816	3902	3941	3978
2	59	Open = 30.6	392	400	408	3315	3343	3385
3	59	Open = 30.6	324	330	336	3185	3230	3255
4	59	Open = 30.6	220	225	230	3127	3152	3197
5	59	Closed = 32.6	220	225	230	3170	3248	3260
6	59	Closed = 32.6	324	330	336	3235	3305	3311
7	59	Closed = 32.6	392	400	408	3367	3434	3457
8	59	Closed = 32.6	784	800	816	3965	4028	4055

- NOTE:**
1. Set N<sub>1</sub> speed at 3672 ± 4 rpm and adjust throttle lever to obtain fuel flow of 600 ± 5 phr on steady state. Adjust valve block to obtain P<sub>sig</sub> pressure of 30.6 psig.
  2. Set specified fuel flows by same method as in NOTE 1. To establish P<sub>sig</sub> pressure of 30.6 and 32.6 psig and record the corresponding N<sub>1</sub> speeds.
  3. Approach P<sub>sig</sub> settings of 30.6 and 32.6 psig from the low pressure side and the high pressure side respectively.
  4. With valve covering air-bleed hole and with P<sub>3</sub> set at 85 psig, P<sub>sig</sub> shall not drop below 84 psig. *84.7 psig*

15. Inlet guide vane schedule:

- (1) Adjust T<sub>1</sub> temperature to 59° ± 2°F. Connect two lines with two 0- to 200-psi gages to the two IGV pressure ports (CYL 1 and CYL 2) as shown in Figure 705.
- (2) Start up test stand and adjust N<sub>1</sub> speed so as to obtain a fuel flow (W<sub>f</sub>) of 600 ± 10 pph and set control discharge pressure (P<sub>N</sub>) to 50 ± 5 psig.
- (3) Set N<sub>1</sub> speed at 3992 ± 4 rpm and move feedback cam arm until the two pressure gage readings are equal or stable within no more than 20 psig of each other. Shut down test stand and disconnect the two 0- to 200-psi gages from the regulator.

MODEL/TYPE T53-L-13B	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 6 of 7
FORM 4834310 (JUN. 69)						CODE ACCY0403

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

### WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP <b>ACCY</b>		TITLE <b>Functional Test-Main Fuel Regulator</b> P/N: 100770A4/100770A5				PREPARED BY <b>W.T.Liu</b>	REVIEWED BY <b>J.C.Chen</b>		
						REVISION LETTER <b>Original</b>			
						DATE <b>2-25-2004</b>			
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP		
			(4) Set N <sub>1</sub> speed at 550 ± 4 rpm and set P <sub>1</sub> at 29.92 inches Hg absolute. Move the feedback cam arm from full counterclockwise position to a horizontal position, checking fuel flow during the cam arm travel. Fuel flow must remain between 60 and 74 pph. Record actual fuel flow.  Actual fuel flow: <u>66.5 pph.</u>						
4.	ACCY		Final Inspection and Tagging.						
TEST EQUIPMENT									
		NOMENCLATURE	PME ID	DUE DATE					

MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION	PAGE/ REVIEWED BY
T53-L-13B					TNN	7 of 7
						CODE ACCY0403

FORM 4834310 (JUN. 69) TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE.

本頁空白

附錄 5 超速調速器功能測試紀錄

### WORK PROCEDURES SHEET

		PREPARED BY <u>W.M.Chen</u>			REVIEWED BY <u>W.L.Sun</u>			
AREA/PHASE/SHOP <u>ACCY</u>		TITLE <u>TEST/REPAIR-Model PTG-3 Power Turbine Governor</u> <u>P/N: 103100A1, 81800A1, 1-160-850-16</u>			REVISION LETTER <u>Original</u>			
					DATE <u>2008/9/23</u>			
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION		DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP
			Reference: Chandler Evans Model Number PTG-1 and PTG-3 Power Turbine Governor Component Maintenance Manual 73-20-02, Revision 6, Date: March 15, 1998					
1.	ACCY		Identify the part number and serial number. P/N: <u>103100A1</u> S/N: <u>662AM3897</u>					
2.	ACCY		<p><b>SERVICE TEST</b></p> <p>Refer to TESTING section of Reference for test procedure.</p> <p>1. Governor component adjustment:</p> <p>(a) In step D,(4),(a),1, for low speed adjustment, set speed to <math>3270 \pm 4</math> rpm. Move pointer on low side until travel indicated is <math>0.485 \pm 0.005</math> inch. Actual travel: <u>0.485</u></p> <p>(b) In step D,(4),(a),3, torque check nut (16) to 20 ~ 30 in-lbs. Actual torque: _____</p> <p>(c) In step D,(4),(b),1, for high speed adjustment, set speed to <math>4450 \pm 4</math> rpm. Move pointer on high side until travel indicated is <math>0.485 \pm 0.005</math> inch. Actual travel: <u>0.487</u></p> <p>(d) In step D,(4),(b),2, torque check nut (16) to 20 ~ 30 in-lbs.</p> <p>(e) Run lines 1 through 3 of the following table to ensure that they fall within limits</p>					

Line	Speed	Output Travel - inches			
		Min	Max	Up	Down
1	4200	0.380	0.400	<u>0.389</u>	<u>0.389</u>
*2	4450	0.480	0.490	<u>0.487</u>	<u>0.491</u>
3	4800	0.582	0.602	<u>0.595</u>	<u>0.596</u>

Hysteresis Limit: 0.005 inch at set point. \* Set Point.

MODEL/TYPE <u>UH-1H</u>	SERIAL NO. <u>662AM3897</u>	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED <u>08 Jan '09</u>	DATE COMPLETED <u>09 Jan '09</u>	STATION <u>TNN</u>	PAGE/ REVIEWED BY 1 of 2
FORM 4834310 (JUN 69)						CODE <u>ACCY0036-1</u>

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

## WORK PROCEDURES SHEET

		PREPARED BY <u>W.M.Chen</u>		REVIEWED BY <u>W.L.Sun</u>	
AREA/PHASE/SHOP <u>ACCY</u>		TITLE <u>TEST/REPAIR-Model PTG-3 Power Turbine Governor</u> <u>P/N: 103100A1, 81800A1, 1-160-850-16.</u>		REVISION LETTER <u>Original</u>	
				DATE <u>2008/9/23</u>	
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY

- (f) In step D.(4).(b).7, indicator readings on the decreasing speed run must be within  $\pm 0.005$  inch of readings on the increasing speed run at the set point only.
- (g) In step D.(4).(c), check that pointer total travel from low speed stop adjustment to high speed stop adjustment is  $60 \pm 4$  degrees. Actual travel: 62
- (h) In step D.(4).(d), piston shall not move more than 0.010 inch. Actual movement: 0.019  $25-13=62$   
0.448-0.429=0.019
- (i) In step D.(4).(e), at drain port, leakage shall not exceed 0.4 cc per minute.
- (i.1) Speed 4300 rpm,  $P_B$  of 1 psig. Actual leakage: 0
- (i.2) Speed 4300 rpm,  $P_B$  of 50 psig. Actual leakage: 0
- (i.3) Speed 0 rpm,  $P_B$  of 50 psig. Actual leakage: 0

2. If the governor fails to pass any portion of the test, refer to TROUBLESHOOTING section of the reference for the probable cause and remedy.

3. ACCY Final inspection and tagging.

### TEST EQUIPMENT

NOMENCLATURE	PME ID	DUE DATE

MODEL/TYPE <u>UH-1H</u>	SERIAL NO. <u>662AM389?</u>	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED <u>28 Jan '09</u>	DATE COMPLETED <u>09 Jan '09</u>	STATION <u>TNN</u>	PAGE/REVIEWED BY <u>2 of 2</u>
						CODE <u>ACCY0036-1</u>

FORM 4834310  
(JUN 69)

TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. 3-5

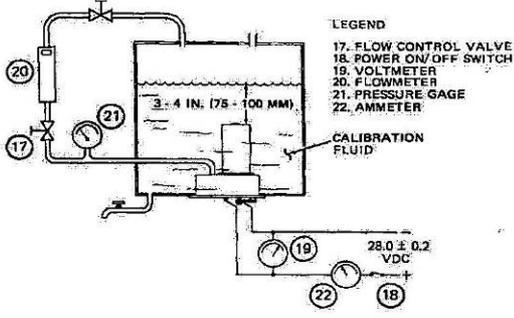
附錄 6 燃油管功能測試紀錄

AREA/PHASE/SHOP		TITLE		PREPARED BY	REVIEWED BY	REVISION LETTER	
TUBING		AE701 HOSE ASSEMBLY TEST		LL.LIU	M.K.CHIU	Original	
						DATE 8 Oct 2009	
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP
1.	TUBING		Reference : 1. T.O 42E 1-1-1 2. Aeroequip Categories  P/N: SEE LIST ATTACHED Clean hose, with trichloroethane (Specification O-T-620) and dry with compressed air.	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	
2.	TUBING		Perform 500 – 600 psi test with calibrating fluid MIL-F-7024(Type II) on a hydraulic test stand for 1 minute. Result : <u>SEE P/N LIST</u> NOTE : Replace any damaged parts as required.	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	
3.	TUBING		Clean hose, tube with trichloroethane (Specification O-T-620) and dry with compressed air.	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	
4.	TUBING		Perform final inspection	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	

MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION INN	PAGE/REVIEWED
UAT	NIL	NA 518	9. Oct. '09	9. Oct. '09		1 of 2
FORM 4834310 (JUN. 89)						CODE UH-1HH003
TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE. <u>5</u>						

本頁空白

附錄 7 燃油增壓泵功能測試紀錄

WORK PROCEDURES SHEET							
AREA/PHASE/SHOP		TITLE		PREPARED BY	REVIEWED BY	REVISION LETTER	
ACCY		Test Of Fuel Boost Pump		F.L.Yang	Y.D.Hao	Original	
		P/N: 1C64-1 (AC P/N: 206-062-687-101)		DATE		2004/10/8	
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP
			<b>Reference:</b> TM55-2915-335-30&P CHANGE 2 DATE:29 Apr 1994				
1	ACCY		Identify the Part Number and Serial Number of the Unit P/N: <u>1C64-1</u> S/N: <u>4AK597</u> <i>The cartridge P/N 2C27-3, S/N 12AE2073</i>				
2	ACCY		<b>FINAL TEST</b>  <b>NOTE</b> The boost pump drain port must be plugged for test. Inspect assembled cartridge and housing as per para. 2-25.1. Install boost pump in test tank as per para. 2-25.3. Flow Testing Pump as follow:				
	ACCY		a. Setup as per para. 2-25.5 & figure below.    GO TO NEXT PAGE				
			b. Break-In Run: Open flow control valve (17). Turn power switch (18) ON. Adjust voltage output to 28.0 VDC. Allow pump to run for approximately 30 seconds at this setting. Turn power switch (18) OFF. Close flow control valve.				
MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION	PAGE/REVIEWED	
UH-1H	4AK597	M/B	2009/10/19	2009/10/19	TNN	1 of 1	ACCY

FORM 4834310 (JUN. 69) TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE.



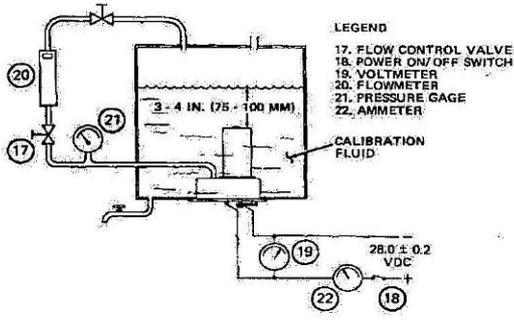
### WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP <b>ACCY</b>		TITLE <b>Test Of Fuel Boost Pump</b> <b>P/N: 1C64-1 (AC P/N: 206-062-687-101)</b>				PREPARED BY <b>F.L. Yang</b>	REVIEWED BY <b>Y.D. Hao</b>	
ITEM NO.		ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP
				<b>TEST EQUIPMENT</b>				
				<b>NOMENCLATURE</b>	<b>PME ID</b>	<b>DUE DATE</b>		
				DC power supply	004807	Jan. 17, 2010		
				Fuel Flowmeter	000922	Aug. 18, 2010		
				Pressure Gage	001026	Dec. 23, 2009		

MODEL/TYPE UH-1H	SERIAL NO. 4AK597	PROD/WORK ORDER NO. N/A	DATE ISSUED 2009/09/9	DATE COMPLETED 2009/10/9	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED 3 of 3	CODE ACCY 0
---------------------	----------------------	----------------------------	--------------------------	-----------------------------	----------------	--------------------------	-------------

FORM 4834310 (JUN 69) TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE.

## WORK PROCEDURES SHEET

ACCY		<b>Test Of Fuel Boost Pump</b> P/N: 1C64-1 (AC P/N: 206-062-687-101)			PREPARED BY <b>F.L. Yang</b>	REVIEWED BY <b>Y.D. Hao</b>
ACCY		TITLE <b>Test Of Fuel Boost Pump</b>			REVISION LETTER <b>Original</b>	
ACCY		DATE <b>2004/10/8</b>			COSTUME R INSP	
ITEM NO.	ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY
			<b>Reference:</b> TM55-2915-335-30&P CHANGE 2 DATE: 29 Apr 1994	[X]		
1	ACCY		Identify the Part Number and Serial Number of the Unit P/N: <u>1C64-1</u> S/N: <u>8AD2490</u> <i>The cartridge PN 2C27-3, SN 6AK11K2</i>	[X]	[X]	
2.	ACCY		<b>FINAL TEST</b>  <b>NOTE</b>  <b>The boost pump drain port must be plugged for test.</b>  Inspect assembled cartridge and housing as per para. 2-25.1.  Install boost pump in test tank as per para. 2-25.3.  Flow Testing Pump as follow:			
	ACCY		a. Setup as per para. 2-25.5 & figure below.  	[X]	[X]	
			b. Break-In Run: Open flow control valve (17). Turn power switch (18) ON. Adjust voltage output to 28.0 VDC. Allow pump to run for approximately 30 seconds at this setting. Turn power switch (18) OFF. Close flow control valve.	[X]	[X]	
MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION	PAGE/REVIEWED BY
UH-1H	8AD2490	M/A	2009/10/9	2009/10/9	TNN	1 of [X] CODE ACCY C

FORM 4834310 (JUN 89)

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

### WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP <b>ACCY</b>		TITLE <b>Test Of Fuel Boost Pump</b> <b>P/N: 1C64-1 (AC P/N: 206-062-687-101)</b>			PREPARED BY <b>F.L. Yang</b>	REVIEWED BY <b>Y.D.Hao</b>														
ITEM NO.		ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION	DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY	CUSTOMER INSP												
				c. Pressure and Flow Test as per para. 2-25.5.c and record on following table.																
				<table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th>FLUID FLOW</th> <th>PRESSURE</th> <th>CURRENT DRAW</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1000 PPH</td> <td>Actual <u>7</u> Acceptable: 13.0 - 25.0 psig</td> <td>Actual <u>5</u> Acceptable: 6.0 amp, max</td> </tr> <tr> <td>300 PPH</td> <td>Actual <u>11</u> Acceptable: 12.5 - 25.0 psig</td> <td>Actual <u>3.2</u> Acceptable: 5.0 amp, max</td> </tr> <tr> <td>0 PPH</td> <td>Actual <u>13</u> Acceptable: 25 psig, max</td> <td>Actual <u>3.0</u> Acceptable: 6.0 amp, max</td> </tr> </tbody> </table>	FLUID FLOW	PRESSURE	CURRENT DRAW	1000 PPH	Actual <u>7</u> Acceptable: 13.0 - 25.0 psig	Actual <u>5</u> Acceptable: 6.0 amp, max	300 PPH	Actual <u>11</u> Acceptable: 12.5 - 25.0 psig	Actual <u>3.2</u> Acceptable: 5.0 amp, max	0 PPH	Actual <u>13</u> Acceptable: 25 psig, max	Actual <u>3.0</u> Acceptable: 6.0 amp, max				
FLUID FLOW	PRESSURE	CURRENT DRAW																		
1000 PPH	Actual <u>7</u> Acceptable: 13.0 - 25.0 psig	Actual <u>5</u> Acceptable: 6.0 amp, max																		
300 PPH	Actual <u>11</u> Acceptable: 12.5 - 25.0 psig	Actual <u>3.2</u> Acceptable: 5.0 amp, max																		
0 PPH	Actual <u>13</u> Acceptable: 25 psig, max	Actual <u>3.0</u> Acceptable: 6.0 amp, max																		
				<p>d. Shutoff Valve Leakage Test</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>(1) Place catch basin below cartridge. When cartridge is removed from pump housing, a small amount of leakage will occur from the pump housing.</li> <li>(2) Remove cartridge from pump housing. Refer to para 6.b..</li> <li>(3) Some leakage from the pump housing may occur. If pump housing does not leak a steady flow of fluid, the housing is acceptable. A steady flow or fluid leaking from the housing indicates a defect in the pump housing. Condition: _____</li> <li>(4) Reinstall the cartridge into the pump housing using new preformed packings. <u>N/A</u></li> </ol> <p>e. Remove Pump from Test Tank as per para. 2-25.6.a.</p> <p><b>NOTE</b></p> <p>Upon successful completion of this test of boost pump is fully qualified to be returned to the service.</p> <p>If fail to meet this test proceed to TROUBLESHOOTING again.</p>																
3	ACCY			Final Inspection and Tagging.																

MODEL/TYPE UH-1H	SERIAL NO. <u>8AD2490</u>	PROD/WORK ORDER NO. <u>N/A</u>	DATE ISSUED <u>2009/10/19</u>	DATE COMPLETED <u>2009/10/19</u>	STATION TNN	PAGE/ REVIEWED BY 2 of <u>2</u>
FORM 4834310 (JUN.69)		TO ORDER, CONTACT MAIN MAINTENANCE BASE TECHNICAL PUBLICATIONS AND STATE THIS CODE.				

### WORK PROCEDURES SHEET

AREA/PHASE/SHOP		TITLE				PREPARED BY	REVIEWED BY	
ACCY		Test Of Fuel Boost Pump P/N: 1C64-1 (AC P/N: 206-062-687-101)				F.L. Yang	Y.D. Hao	
ITEM NO.		ASSIGNED TO	REF DATA PARA/STEP	DESCRIPTION		DONE BY	ACCEPTED BY	INSP BY
TEST EQUIPMENT								
NOMENCLATURE			PME ID		DUE DATE			
DC power supply			004807		Jan. 17, 2010			
Fuel Flowmeter			000922		Aug. 18, 2010			
Pressure Gage			001026		Dec. 23, 2009			

MODEL/TYPE	SERIAL NO.	PROD/WORK ORDER NO.	DATE ISSUED	DATE COMPLETED	STATION	PAGE/ REVIEWED BY
UH-1H	8AD2470	M/S	2009/10/9	2009/10/9	TNN	3 of 3
FORM 4834310 (JUN 69)						CODE ACCY 0

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

附錄 8 燃油化驗記錄

**AIA ASIA CHEMICAL LABORATORY TEST REPORT**

<b>MATERIAL :</b> Fuel (JA-1, Aviation Turbine Fuel)	<b>REFERENCE NUMBER :</b> CL-08-209
<b>SOURCE :</b> Fuel Tank of Helicopter NA-518	<b>DATE :</b> 15 July 2008
<b>QUANTITY :</b> 5000 ml of sample	<b>REQUESTED BY :</b> Job-No.: C99178

1. Subject fuel is tested in accordance with IATA Guidelines for Aviation Fuel Quality Control & Operating Procedures for Joint Into-Plane Fuelling Services, Issue 9 dated January 2004.

2. Test Results:

Test	Results	Requirements of Specification
1) Appearance/Color	Pass (Satisfactory)	Clear and bright, water white to straw color
2) Particulate Contaminant - visual	Pass (Satisfactory)	Free from solid matter
3) Water - visual	Pass (Satisfactory)	Free from un-dissolved water
4) Chemical Detector	Pass (Satisfactory)	Not more than 30 ppm
5) Density at 15°C	794.5 kg/m <sup>3</sup> (Satisfactory)	775 - 840 kg/m <sup>3</sup>
6) Gravimetric Test	0.45 mg/L (Satisfactory)	Rejection Limit: 1.0 mg/L
7) Conductivity Test	182 pS/m (Satisfactory)	50 - 600 pS/m

3. Conclusion:

Because the test results mentioned as above meet the specification requirements, the tested fuel sampled from subject fuel tank of helicopter NA-518 is considered serviceable.

<b>TECHNICIAN :</b>  	<b>LABORATORY SUPERVISOR :</b> S/MTLI (ACT) : 
--	--

FORM 6370950

JUL 15 2008

本頁空白

## 附錄 9 貝爾來函 2

Honeywell has reviewed the information provided by Air Asia including the functional test results and/or inspection results of the following items:

Power turbine governor Model PTG-3, P/N 103100A1: S/N 662AM3897

Main fuel regulator P/N 100770A4: S/N 672AS1675

T53-L-13B engine: S/N 23891A

Functional testing of the engine did not disclose any anomaly that would have resulted in a loss of power as reported in the narrative of the accident involving a BELL UH-1H helicopter, registration NA-518, operated by the National Airborne Service Corps, Ministry of the Interior, on July 11, 2008. Additionally, the component functional testing of the main fuel regulator and power turbine governor did not disclose and anomaly that would have resulted in a loss of power as reported in the narrative of the accident.

In regards to the inquiry of the Chandler Evans CMM 73-20-02, step D. (4). (d). tested value = 0.019 inch versus specified limit of 0.010 inch maximum: This calibration point provides a check of the servo pressure variation. Specifically, the purpose is to ensure the governor output is correct across the full range of servo pressures, which accounts for machining differences and leakage rates of the spool valve and piston seals. If the PTG were to experience a change of servo pressure from min to max the fuel flow could be reduced. The reduced fuel flow would start to lower the rotor speed however the PT governor would respond by automatically increasing the flow and restoring the drooping speed. The servo pressure is a function of pump speed driven by the gas generator and during steady state conditions on the aircraft it

would remain constant. Slight changes in this pressure can occur during transient conditions. Honeywell does not conclude that the anomaly noted had a relation to the event described.

## 附錄 10 貝爾備忘錄

October 23, 2000

**MEMORANDUM FOR SEE DISTRIBUTION**

SUBJECT: U.S. Army UH-1 ( Iroquois ) /AH-1 ( Cobra )  
Helicopter Sale/Transfer Policy

The Chief of Staff of the U.S. Army has directed the retirement of the AH-1 and the UH-1 helicopters by the end of FY 01 and FY 04, respectively. As a result, the following sale/transfer/support policy for these aircraft will take effect immediately:

a. The sale/transfer of excess UH-1 and AH-1 helicopters to foreign countries that do not have these aircraft in their inventory will require the foreign country to commit to and to pay for the complete refurbishment of the UH-1 and AH-1 prior to transfer. The refurbishment for the UH-1 includes but is not limited to correction of all current safety of flight issues and engine overhaul to commercially supportable configuration. The refurbishment will make the UH-1 aircraft non-standard to the U.S. Army but supportable via commercial sources. The refurbishment of the AH-1 includes but is not limited to having its engine overhauled. Refurbishment of the AH-1 does not change its configuration but future support will be via commercial sources.

b. Countries with the UH-1 and AH-1 in their inventory that want additional aircraft for operational purposes must have them completely refurbished to include but not limited to correction of all current safety of flight issues and engine overhaul to commercially supportable configuration for the UH-1 aircraft and engine overhaul for the AH-1 prior to transfer. Countries will be informed that the refurbishment of the UH-1 makes the aircraft non-standard with the rest of their UH-1 fleet. Countries

should also be advised that it would be in their best interest to refurbish their existing UH-1 fleet if they want to assure supportable aircraft in the future, as the U.S. Army projects that it will no longer support the UH-1 after September 30, 2004. Support for the AH-1 is projected to be terminated December 31, 2002.

The U.S. Army can no longer assure complete depot maintenance support for either of these aircraft. Therefore, the offer of operational UH-1 aircraft may be made, as long as commercial CONUS based facilities are available to accomplish the refurbishment. In the case of the AH-1, the U.S. Army facility at FL Drum may have extra capacity to perform the needed refurbishment but on a noninterference basis with U.S. Army programs. If the facility at FL. Drum is not available, a commercial CONUS based source must be found to accomplish the refurbishment.

Countries desiring UH-1 and AH-1 aircraft for spare parts will be informed that there are no refurbishment requirements to transfer these aircraft with the exception that they must be rendered non-flyable at the countries expense prior to transfer.

All UH-1 and AH-1 helicopters that are offered to countries will normally be transferred from assets located at the Aerospace Maintenance and Regeneration Center at Davis-Monthan Air Force Base or FL. Drum, New York, respectively. These are the current consolidation storage sites for these helicopters. Helicopters not transferred to the consolidation sites will be disposed of using current policies and regulations. If a country desires an aircraft being retired from one or more of the losing activities, they must have an FMS case in place for movement and storage to one of the consolidation points or immediate induction into a refurbishment site prior to the transfer. In the absence of an implemented case, the aircraft will be turned over to the Defense Reutilization and Marketing Service (DRMS), Helicopters will not be directly transferred to a foreign country with the exception of those being used as a source of

spare parts.

Countries that do not elect to refurbish their existing aircraft should be made aware that logistical, engineering and safety of flight support will diminish and the current configurations will no longer be sustainable after the indicated retirement dates of these aircraft. The U.S. Army will solicit country requirements for final FMS procurement of sustainment items via its System Support Buyout (SSBO) process. This will afford foreign countries their final opportunity to obtain current configuration spare parts, special tools, test sets, etc. needed for continued support of their aircraft. It must be highly emphasized to the countries that even with a SSBO, current configuration will be difficult to sustain once the U.S. Army is no longer involved in providing support for these aircraft. The U.S. Army will also retain limited spare parts that are still in the inventory after the SSBO has expired for a period of no more than two years. The countries will be notified of the parts availability. This will provide the countries one last chance to procure spare parts at reasonable costs and the U.S. Army's working capital fund one last opportunity to recoup proceeds from sales prior to turning these assets over to the DRMS. The SSBO for the UH-1 needs to be issued by AMC-AMCOM no later than September 30, 2002. For the AH-1, the SSBO needs to be issued immediately.

The U.S. Army will no longer provide indigenous training or facilities to international students for these aircraft once the aircraft have been retired from the U.S. Army's inventory. Should training demands so warrant, the U.S. Army will consider alternative commercial sources for training on a full cost reimbursement basis.

It is important that all foreign users be made aware that the U.S. Army intends to transition its support for the UH-1 and AH-1 to commercial sources and that during this transition phase, the U.S. Army's security assistance community will make every

effort to assist the foreign users in obtaining required sustainment support. In order to accomplish this, AMC-AMCOM will host a foreign users conference during the first quarter FY 01. The conference will cover, but not be limited to, current configuration issues, ending U.S. Army organic support, recommended refurbishment needed to ensure safety and service life extensions, associated costs, training, and transition to future sustainment support from commercial sources.

This policy has been fully coordinated within the U.S. Army's HQDA staff and Secretariat and should be given widest dissemination to all concerned parties.

*(Signed)*



Assistant Deputy Under

Secretary

Of the Army –

International Affairs

( Security Cooperation )

## 附件

附件 1 GPS 記錄資料 1 筆 (08:29:10~09:36:09)

本頁空白

國家圖書館出版品預行編目 (CIP) 資料

飛航事故調查報告：中華民國 97 年 7 月 11 日，內政部空中勤務總隊，機型 UH-1H，編號 NA-518，花蓮鳳林馬太鞍溪堤防迫降事故 / 飛安委員會。-- 初版。-- 臺北縣新店市：飛安委員會，民 99.09  
面；公分

ISBN 978-986-02-4776-3 (平裝)

1. 航空事故 2. 飛行安全

557.909

99018684

**飛航事故調查報告**

中華民國 97 年 7 月 11 日，內政部空中勤務總隊，機型 UH-1H，  
編號 NA-518，花蓮鳳林馬太鞍溪堤防迫降事故

編著者：行政院飛航安全委員會

出版機關：行政院飛航安全委員會

電話：(02) 8912-7388

地址：231 台北縣新店市北新路 3 段 200 號 11 樓

網址：<http://www.asc.gov.tw>

出版年月：中華民國 99 年 9 月 (初版)

經銷處：國家書店：台北市松江路 209 號 1 樓

五南文化廣場：台中市中山路 6 號

GPN：1009903168

ISBN：978-986-02-4776-3

定價：新台幣 600 元

出版品內容可至上開網址「出版品與著作」中全文下載