



# 國家運輸安全調查委員會

## 重大運輸事故

## 事實資料報告

中華民國 109 年 4 月 7 日

內政部空中勤務總隊

AS365 型機

國籍標誌及登記號碼 NA-103

執行模擬尾旋翼失效程序時墜毀

報告編號：TTSB-AFR-20-08-001

報告日期：民國 109 年 8 月



## 目錄

英文縮寫對照簡表.....	vi
第 1 章 事實資料.....	1
1.1 飛航經過.....	1
1.2 人員傷害.....	3
1.3 航空器損害.....	3
1.4 其他損害情形.....	4
1.5 人員資料.....	4
1.5.1 飛航組員經歷.....	4
1.5.1.1 正駕駛.....	4
1.5.1.2 副駕駛.....	5
1.5.2 飛航組員事故前 72 小時活動.....	6
1.5.2.1 正駕駛.....	6
1.5.2.2 副駕駛.....	6
1.6 航空器資料.....	7
1.6.1 航空器與發動機基本資料.....	7
1.6.2 維修紀錄.....	8
1.6.3 載重與平衡.....	9
1.7 天氣資料.....	10
1.7.1 天氣概述.....	10
1.7.2 地面天氣觀測.....	10
1.8 助、導航設施.....	12
1.9 通信.....	12

1.10 場站資料.....	13
1.11 飛航紀錄器.....	13
1.11.1 航管雷達資料.....	13
1.11.2 機上 GARMIN 296 裝置.....	14
1.11.3 影像解讀.....	17
1.12 航空器殘骸與撞擊資料.....	17
1.12.1 航空器殘骸.....	17
1.12.2 現場量測資料.....	23
1.13 醫療與病理.....	24
1.14 火災.....	24
1.15 生還因素.....	24
1.16 測試與研究.....	24
1.17 組織與管理.....	24
1.17.1 航務管理手冊.....	24
1.17.2 飛行訓練.....	26
1.17.2.1 飛行員訓練手冊.....	26
1.17.2.2 飛行機組員訓練教範.....	28
1.17.3 安全管理.....	31
1.17.4 操作手冊.....	32
1.17.4.1 尾旋翼失效程序.....	32
1.17.4.2 直升機飛行手冊.....	33
1.17.4.3 操作限制.....	33

1.17.5 組員資源管理訓練 .....	35
1.18 其它資料.....	35
1.18.1 訪談資料.....	35
1.18.1.1 正駕駛訪談摘要 .....	35
1.18.1.2 副駕駛訪談摘要 .....	36
1.18.1.3 機工長訪談摘要 .....	37
1.18.1.4 資深機長訪談摘要 .....	38
1.18.1.5 塔臺人員訪談摘要 .....	39
1.18.2 事故前跑道狀況.....	39
1.18.3 事件序.....	40
附錄 1 GPS 資料列表 .....	41
附錄 2 CCTV 影片抄件 .....	45
附錄 3 FAA 飛行手冊第 11 章.....	49

## 圖目錄

圖 1.1-1 高雄機場至六龜往返之飛航軌跡圖 .....	2
圖 1.1-2 事故前飛航軌跡 .....	3
圖 1.1-3 停止於跑道之事故機 .....	3
圖 1.6-1 縱向重心限制範圍 .....	9
圖 1.7-1 高雄機場地面自動氣象觀測系統位置圖 .....	11
圖 1.7-2 高雄機場 AWOS 瞬時風向風速 .....	11
圖 1.7-3 高雄機場 AWOS 跑道中段瞬時風向風速 .....	12
圖 1.7-4 高雄機場 AWOS 27 跑道頭瞬時風向風速 .....	12
圖 1.11-1 雷達軌跡與衛星影像套疊圖 .....	14
圖 1.11-2 該機 GPS 外觀檢視 .....	15
圖 1.11-3 事故機 GPS 軌跡、MSTS 雷達軌跡及衛星影像套疊圖 .....	16
圖 1.11-4 該機雷達及 GPS 資料高度與地速圖 .....	17
圖 1.12-1 事故機於現場照片 .....	18
圖 1.12-2 機身左側受損情形 .....	18
圖 1.12-3 機身右側受損情形 .....	19
圖 1.12-4 主旋翼受損情形 .....	19
圖 1.12-5 尾桁及尾旋翼受損情形 .....	20
圖 1.12-6 左起落架輪轂及輪胎 .....	20
圖 1.12-7 駕駛艙儀表及操控開關 (1) .....	21
圖 1.12-8 駕駛艙儀表及操控開關 (2) .....	21
圖 1.12-9 集體桿位置圖 .....	21
圖 1.12-10 方向舵踏板位置圖 .....	22
圖 1.12-11 yaw damper 及 yaw control 開關位置 .....	22
圖 1.12-12 油門與主旋翼煞車控制桿 .....	22
圖 1.12-13 現場測量結果及 CCTV 位置 .....	23
圖 1.12-14 現場量測整合圖 .....	24
圖 1.17-1 AS365N2 滯空限制 (1) .....	33
圖 1.17-2 AS365N2 滯空限制 (2) .....	34

## 表目錄

表 1.5-1 飛航組員基本資料表 .....	4
表 1.6-1 航空器基本資料 .....	7
表 1.6-2 發動機基本資料 .....	8
表 1.6-3 載重及平衡相關資料表 .....	9
表 1.6-4 橫向重心限制範圍 .....	9
表 1.17-1 飛行任務行動準據 .....	26
表 1.17-2 常年訓練每季飛行術科課目時數配當表 .....	27
表 1.17-3 事故機飛行操作風險評估表 .....	31

## 英文縮寫對照簡表

AIRMET	airmen's meteorological information	低空危害天氣資訊
AWOS	automated weather observation system	高雄機場地面自動氣象觀測系統
CCTV	closed-circuit television	閉路電視監控攝影機
CRM	crew resource management	組員資源管理訓練
CVR	cockpit voice recorder	座艙語音記錄器
FAA	Federal Aviation Administration	美國聯邦航空總署
FDR	flight data recorder	飛航資料紀錄器
GPS	global positioning system	全球衛星定位系統
MEL	minimum equipment list	最低裝備需求手冊
MSTS	multi sensor tracking system	多重監測追縱系統
PF	pilot flying	操控駕駛員
PM	pilot monitoring	監控駕駛員
SIGMET	significant meteorological information	顯著危害天氣資訊



# 第 1 章 事實資料

## 1.1 飛航經過

民國 109 年 4 月 7 日，內政部空中勤務總隊（以下簡稱空勤總隊）第三大隊一架 AS365N2 型直升機，編號 NA-103，於高雄機場 09 跑道執行模擬尾旋翼失效程序，機上載有正駕駛、副駕駛、機工長各 1 名，共勤人員 2 名，共計 5 名。該機約 1530 時進入跑道後、低空通過時右偏失控，主旋翼觸地，左傾翻覆停止於跑道上，主旋翼撞毀，航機受損，人員未受傷。

事故機當日下午之飛航任務為常年訓練飛行；飛航組員約於 1205 時執行任務提示，內容包括：人員派遣、預計飛航時間、執行之課目為緊急程序/高高度訓練/返場時執行儀器落地訓練等，有關課目執行之細節及程序，則未提報及討論。該機約於 1405 時自高雄機場起飛，由副駕駛坐於右座擔任操控駕駛員（pilot flying, PF），正駕駛（具備飛航教師資格）坐於左座擔任監控駕駛員（pilot monitoring, PM），起飛後由航管導引定向六龜，約 1425 時到達目的地空域，於高度 4,000 呎及 1,000 呎間執行課目。約於 1501 時，事故機完成空域訓練返場。約 1516 時，飛航組員與高雄塔臺構聯，請求於本場執行模擬調速器失效及尾旋翼失效操作，獲塔臺同意，塔臺並告知當時係使用 09 跑道、風向為 290、風速為 9 浬/時。該機由高雄機場至空域往返之飛航軌跡，如圖 1.1-1。

事故機約於 1520 時第一次進場，低空通過執行模擬調速器失效課目，於 1524 時執行完畢並重飛。1526 時，該機加入航線南三邊，向塔臺報告將執行模擬尾旋翼失效課目，預計於跑道落地滾行後再繼續起飛，塔臺回答同意並告知當時風向為 310 度、風速為 8 浬/時。1527 時，事故機由正駕駛操作，轉入 4 邊，並開始下降高度。1529 時該機轉入 5 邊，對正 09 跑道，高度約為 300 呎、速度<sup>1</sup>約 70 浬/時，同時持續下降及減速，準備由正駕駛示範操作模擬尾旋翼失效之課目。於 1529:30 時，該機通過跑道頭，高度約

---

<sup>1</sup> 除非特別標註，本文所指之速度為 GPS 紀錄之地速。

50 呎，繼續沿跑道穩定飛航並下降至距道面約 20 呎，速度約為 60 浬/時；1530 時，該機開始建立右偏角度，於 1530:15 時到達約 30 度之右偏角（機頭向右）並沿跑道前行，前進姿態穩定，速度減少至約 28 浬/時。至 1530:48 時前，該機保持約 20 度至 40 度之右偏角、保持距地約 20 呎之高度沿跑道方向前行，速度開始繼續減少至約 16 浬/時。1530:54 時航機右偏角度加大至約 40 度，呈滯空狀態，速度已遞減至 0，至 1530:59 時，航機開始快速右偏，約於 1531:01 時主旋翼打地，並冒出大量白煙。1531:06 時，白煙向南飄散，航機側翻於跑道上，機身左側向下，主旋翼全毀，機首方向約為 260 度。該機於進入跑道後之飛航軌跡，如圖 1.1-2，停止於跑道上之姿態，如圖 1.1-3。

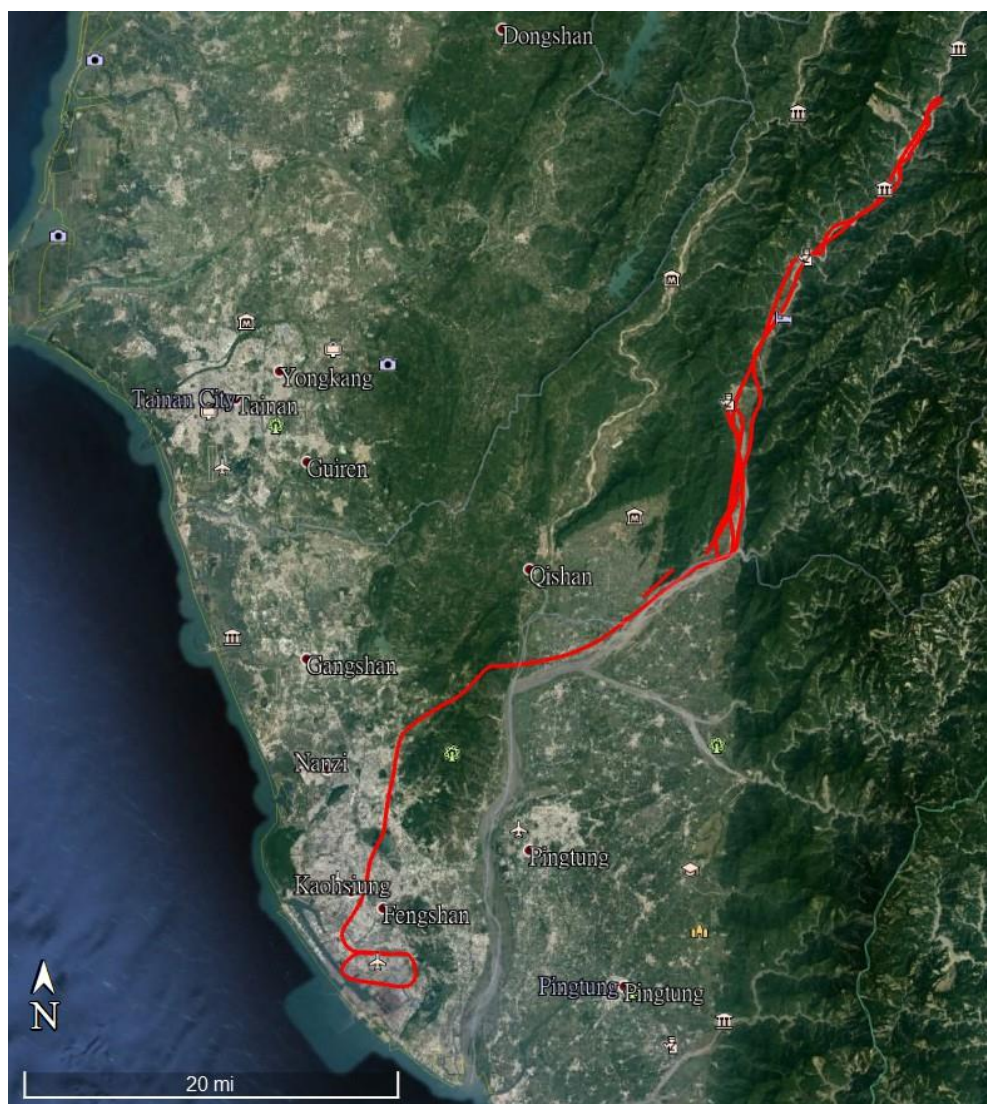


圖 1.1-1 高雄機場至六龜往返之飛航軌跡圖

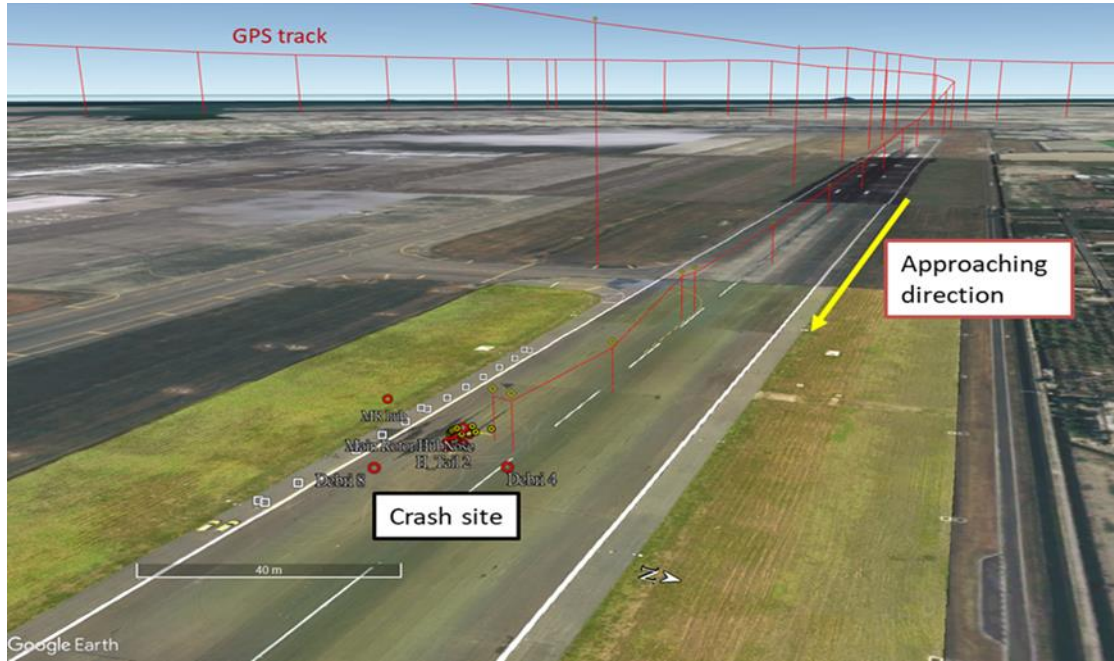


圖 1.1-2 事故前飛航軌跡



圖 1.1-3 停止於跑道之事故機

## 1.2 人員傷害

無人員傷亡。

## 1.3 航空器損害

航空器主旋翼全毀。

## 1.4 其他損害情形

機場跑道道面輕微刮痕。

## 1.5 人員資料

### 1.5.1 飛航組員經歷

飛航組員基本資料如表 1.5-1。

表 1.5-1 飛航組員基本資料表

項	目	正駕駛	副駕駛
性	別	男	男
事	故 時 年 齡	50	53
進	入 公 職 日 期	民國 90 年	民國 95 年
航	空 人 員 類 別	飛航教師	副駕駛
檢	定 項 目	AS365N1/N2	AS365N1/N2
發	證 日 期	108 年 03 月 27 日	108 年 06 月 11 日
到	期 日 期	110 年 04 月 30 日	109 年 06 月 30 日
體	格 檢 查 種 類	乙類駕駛員	乙類駕駛員
檢	查 日 期	108 年 06 月 12 日	108 年 07 月 15 日
總	飛 航 時 間	3,889 小時 35 分	2,283 小時 53 分
事	故 型 機 飛 航 時 間	3,286 小時 15 分	447 小時 05 分
最	近 12 個 月 飛 航 時 間	584 小時 30 分	210 小時 30 分
最	近 90 日 內 飛 航 時 間	65 小時 20 分	56 小時 40 分
最	近 30 日 內 飛 航 時 間	37 小時 35 分	18 小時 30 分
最	近 7 日 內 飛 航 時 間	6 小時 05 分	6 小時 15 分
事	故 前 24 小 時 飛 航 時 間	3 小時 45 分	2 小時 10 分
事	故 前 休 息 時 間	超過 48 小時	超過 48 小時

#### 1.5.1.1 正駕駛

為中華民國籍，曾為旋翼機軍事飛行員，曾飛機型有 TH-55、UH-1H、500D、500MD 等型機。民國 90 年 11 月進入內政部警政署空中警察隊（後整併為內政部空中勤務總隊）擔任副駕駛，民國 95 年 5 月完成正駕駛升等訓練開始擔任正駕駛，民國 107 年 12 月 22 日完成 AS365N1/N2 型機之飛

航教師訓練，開始擔任該型機飛航教師，目前飛航教師資歷約 2 年又 4 個月。

依據正駕駛年度訓練及檢定紀錄，該員 108 年度訓練及考核之建議及講評，需加強之課目摘要如下：學科之瞭解程度、組員資源管理、自轉操作技巧、基本儀器操作、高高度起降操作、陸上偵查程序及精確滯空之穩定性等；109 年度訓練及考核之建議及講評摘要如下：低高度/高高度滯空操作需穩定柔和、開試關車程序及系統熟悉度需加強、高山起降航線規劃需多練習、高高度起降需注意進場角度及速度等。

正駕駛曾於 108 年 6 月 23 日至 29 日赴馬來西亞原廠模擬機訓練中心接受 AS365N 型機之模擬機訓練。依據該批訓練之出國報告，該次模擬機訓練計 6 課，第 3 課之緊急程序課目中含有尾旋翼失效之課目，但報告中未見相關課目執行經過及結果。正駕駛自 108 年 3 月至事故發生前之緊急程序總飛行時間為 17 小時又 40 分鐘，最近一次操作模擬尾旋翼失效科目日期為 3 月 26 日，無此課目執行之經過及記錄。

正駕駛最近一次空勤人員體檢日期為 108 年 6 月 12 日，於台北恩樺醫院執行。體檢表「適合航空體檢標準」欄內，註記為：適合/第乙類。正駕駛於事故當日，執行每日任務提示前酒精測試，測試結果：酒精值為零。

### 1.5.1.2 副駕駛

為中華民國籍，曾為定翼機飛行員，民國 95 年 8 月進入空勤總隊，曾飛機型為 CESSNA-152、PA-30、PA-44、B200、B350 等。副駕駛定翼機飛行時間約 1,800 小時。副駕駛於 106 年 9 月轉訓旋翼機並於 106 年 11 月完成 UH-1H 型機副駕駛訓練。因 UH-1H 型機於 107 年汰除，副駕駛於同年 2 月完成 AS365N1/N2 型機之副駕駛訓練，開始擔任該型機之副駕駛，目前旋翼機總飛航時間約為 530 小時。

依據副駕駛年度訓練及檢定紀錄資料，該員擔任 AS365N 型機副駕駛期間無異常紀錄。

副駕駛迄今尚無該型機模擬機訓練紀錄。副駕駛自 108 年 3 月至事故發生前之緊急程序總飛行時間為 1 小時，上一次緊急程序飛航模擬尾旋翼失效科目之日期為 109 年 2 月 8 日，無此課目執行之經過及記錄。

副駕駛最近一次空勤人員體檢日期為 108 年 6 月 12 日，於台北恩樺醫院執行。體檢表「適合航空體檢標準」欄內，註記為：適合/第乙類。副駕駛於事故前，執行每日任務提示前酒精測試，測試結果：酒精值為零。

## 1.5.2 飛航組員事故前 72 小時活動

依據事故機正、副駕駛提供有關事故前 72 小時活動資料，正、副駕駛分別於事故前一日及當日上午返回駐地開始擔任備勤任務，組員居家相關活動如下：

### 1.5.2.1 正駕駛

4 月 05 日： 休假日，約 0750 於自宅起床，約 0830 早餐，0900 聽音樂做家事，1340 午餐，約 1500 午睡 50 分鐘，1840 全家外出晚餐，2030 返家。

4 月 06 日： 約 0640 清醒，睡眠品質尚可，約 0730 早餐，0820 送小孩上學，上午做家事，約 1230 午餐，1430 午睡約 50 分鐘，1900 晚餐，約 2230 開車返隊，2305 到隊 2340 沐浴盥洗。

4 月 07 日： 約 0045 就寢，約 0720 清醒，睡眠品質尚可，約 0735 早餐，0820 任務提示，0950 至 1200 飛行落艦訓練。

### 1.5.2.2 副駕駛

4 月 05 日： 約 0930 起床。1030 吃早午餐。在家休息及陪父母。1830~1930 陪父母就近散步。2400 就寢，睡

眠品質良好。

4月06日： 休假在家。約0930起床。1030吃中餐。在家陪父母。2000~2230洗澡、看電視、就寢。睡眠品質良好。

4月07日： 0600起床、盥洗。0630開車上班。約0710抵達本隊。

## 1.6 航空器資料

### 1.6.1 航空器與發動機基本資料

事故航機基本資料如表 1.6-1。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料表	
國籍	中華民國
航空器登記號碼	NA-103
機型	AS365N2
製造廠商	空中巴士直升機公司
出廠序號	6444
出廠日期	民國 82 年 3 月 19 日
接收日期	民國 82 年 5 月 5 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
國籍登記證書編號	NA-103
適航證書編號	不適用
適航證書生效日	不適用
適航證書有效期限	不適用
航空器總使用時數	7,258 小時 50 分
航空器總落地次數	10,151
上次定檢種類	25 小時階檢
上次定檢日期	民國 109 年 4 月 1 日
上次定檢後使用時數	5 小時 05 分

上次定檢後落地次數	11 次
最大起飛重量	4,250 公斤
最大著陸重量	4,250 公斤

發動機基本資料詳表 1.6-2。

表 1.6-2 發動機基本資料

發動機基本資料表		
製 造 廠 商	Safran	
編 號 / 位 置	Engine #1	Engine #2
型 別	Arriel 1C2	Arriel 1C2
序 號	12136	12124
製 造 日 期	民國 80 年 7 月 24 日	民國 80 年 6 月 27 日
上 次 定 檢 種 類	30 小時階檢	30 小時階檢
上 次 維 修 廠 檢 修 後 使 用 時 數	5 小時 05 分	5 小時 05 分
上 次 維 修 廠 檢 修 後 使 用 週 期 數	氣體產生器渦輪： 6.65 自由動力渦輪：5	氣體產生器渦輪： 6.65 自由動力渦輪：5
總 使 用 時 數	6,149 小時 50 分	6,117 小時 50 分
總 使 用 週 期 數	氣體產生器渦輪： 8,258.41 自由動力渦輪： 5,956.04	氣體產生器渦輪： 7,092.37 自由動力渦輪： 5,641.59

## 1.6.2 維修紀錄

經檢視該機「飛機資料及勤務記錄表」，本次飛航任務之派遣維修紀錄無最低裝備需求手冊（minimum equipment list, MEL）之故障項目，亦無缺點報告延遲改正事項。

該機事故當日曾執行 2 次飛行前檢查、1 次飛行後檢查及 1 次飛行間檢查，檢查結果為：直升機狀況良好。該機事故前 1 個月內之維護紀錄無與本次事故相關之異常登錄。另檢視該機航空器技術修改紀錄，適用之適航指令及技術通報（airworthiness directive & service bulletins record），皆依相關內容執行完成。



### 1.6.3 載重與平衡

依據事故機本次飛航之載重平衡表及飛航計畫，其載重及平衡相關資料如表 1.6-3。依據該型機飛航手冊第 2.1 節之限制 (limitation) 資料，該機之縱向重心限制範圍，如圖 1.6-1；橫向之重心限制範圍如表 1.6-4。

表 1.6-3 載重及平衡相關資料表

實際零油重量	2,745 公斤
最大起飛總重	4,250 公斤
實際起飛總重	3,935 公斤
起飛油量	700 公斤
航行耗油量	267 公斤
最大落地總重	4,250 公斤
實際落地總重	3,602 公斤
起飛重心位置 (縱向/橫向)	3.622/0.0024 (公尺)

表 1.6-4 橫向重心限制範圍

	Weight equal to 4100 kg (9038 lb) or less	Weight greater than 4100 kg (9038 lb)
L.H. limit	0.075 m (2.95 in)	0.05 m (1.96 in)
R.H. limit	0.075 m (2.95 in)	0.05 m (1.96 in)

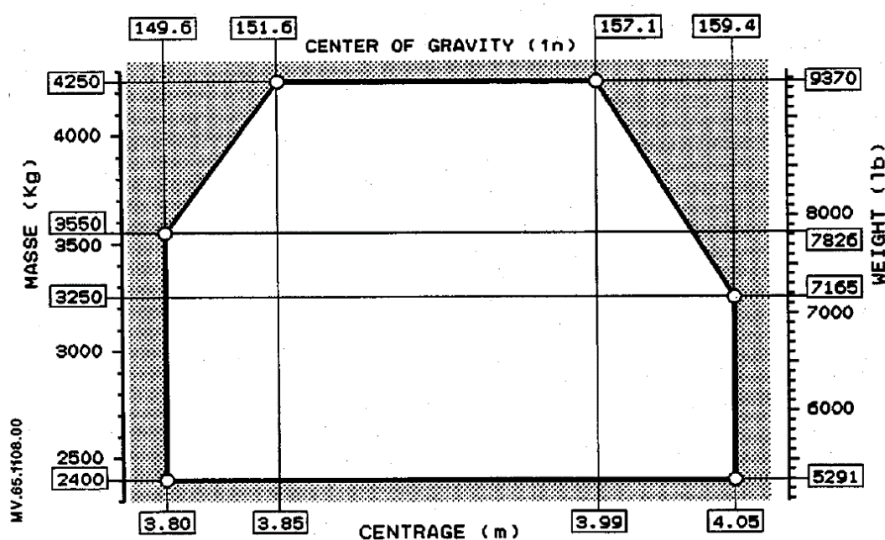


圖 1.6-1 縱向重心限制範圍

## 1.7 天氣資料

### 1.7.1 天氣概述

事故當日 1400 時亞洲地面天氣分析圖顯示高氣壓 1018 百帕，位於長江口，臺灣受高壓影響，盛行東北風。根據 1530 時都卜勒氣象雷達回波圖，高雄地區無回波。交通部民用航空局（以下簡稱民航局）臺北航空氣象中心於事故期間未發布臺北飛航情報區顯著危害天氣資訊（significant meteorological information, SIGMET）及低空危害天氣資訊（airmen's meteorological information, AIRMET），高雄機場無機場天氣警報。

### 1.7.2 地面天氣觀測

事故後高雄機場地面天氣觀測紀錄如下：

1533 時機場特別天氣報告：風向 320 度，風速 8 浬/時，風向變化範圍 280 度至 340 度；能見度大於 10 公里；稀雲 1,800 呎、裂雲 7,000 呎；溫度 26°C，露點 18°C；高度表撥定值 1011 百帕；趨勢預報—無顯著變化；備註—當地報告，高度表撥定值 29.87 吋汞柱。

高雄機場地面自動氣象觀測系統（automated weather observation system, AWOS）設置於跑道兩端及中段附近，如圖 1.7-1。1527 時至 1533 時之每秒瞬時風向風速，如圖 1.7-2，09 跑道頭風向為 290 至 340 度，風速 7 至 15 浬/時；跑道中段風向為 310 至 340 度，風速 6 至 10 浬/時，如圖 1.7-3；27 跑道頭風向為 280 至 320 度，風速 5 至 10 浬/時，如圖 1.7-4。



圖 1.7-1 高雄機場地面自動氣象觀測系統位置圖

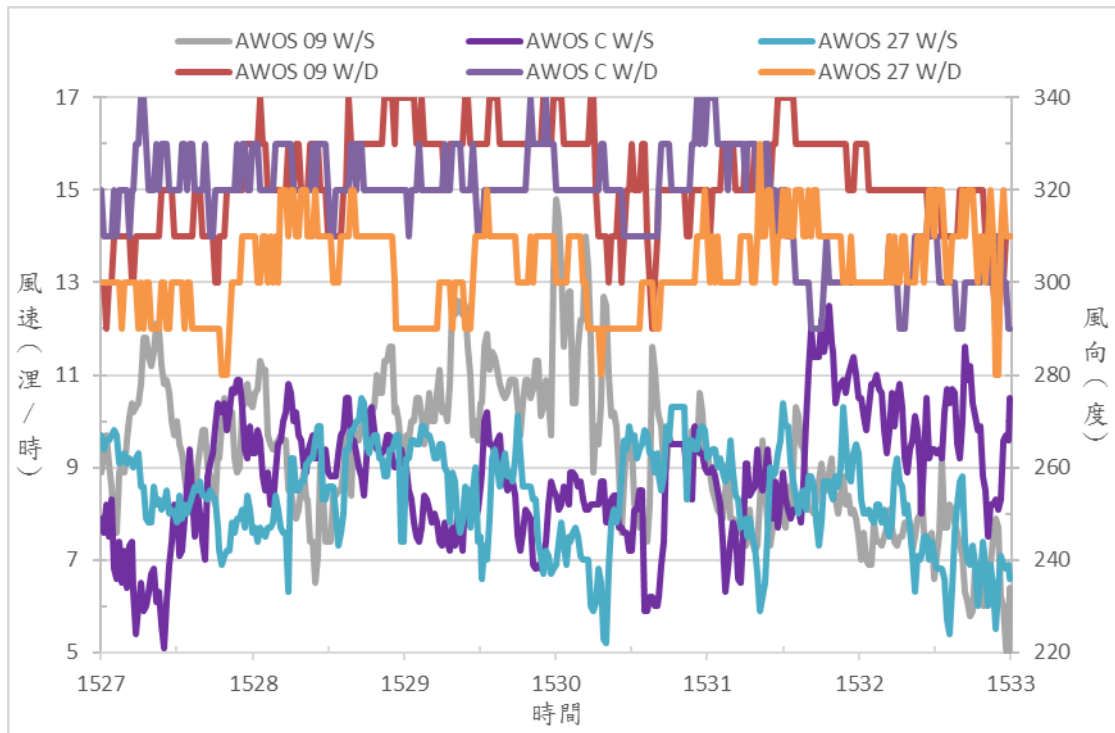


圖 1.7-2 高雄機場 AWOS 瞬時風向風速

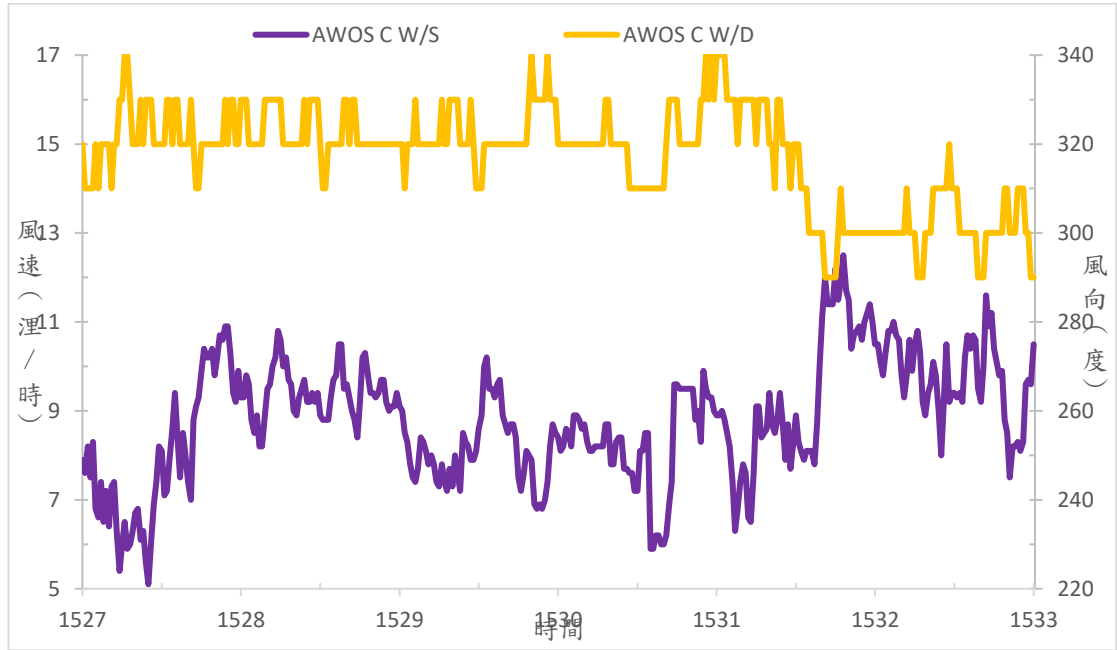


圖 1.7-3 高雄機場 AWOS 跑道中段瞬時風向風速

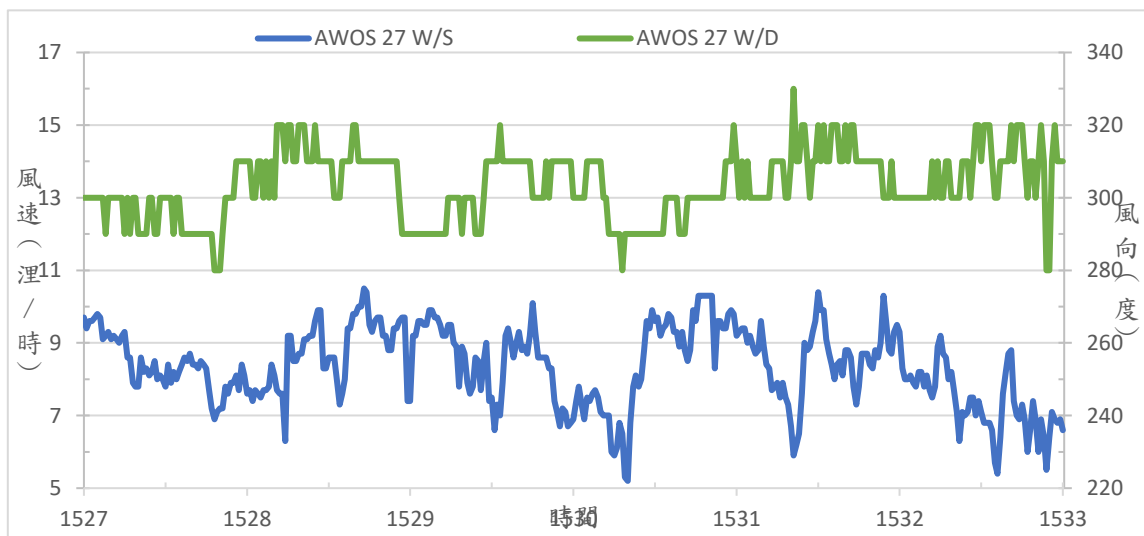


圖 1.7-4 高雄機場 AWOS 27 跑道頭瞬時風向風速

## 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

事故機未裝置座艙語音紀錄器（cockpit voice recorder, CVR）及飛航資料紀錄器（flight data recorder, FDR）。目前我國並無與公務航空器飛航紀錄器相關之法規。

### 1.11.1 航管雷達資料

事故後本會取得民航局飛航服務總臺提供之多重監測追蹤系統（multi sensor tracking system, MSTS）資料，包括：全球衛星定位系統（global positioning system, GPS）時間、經度、緯度、Mode-C 高度、訊號源等。

依據該 MSTS 資料，自 1406:44 時開始至 1530:15 時止。當日下午事故機由高雄機場起飛後向北飛行，於 1408:45 時通過澄清湖朝北飛行，於 1416:23 時經里港大橋後朝東北方荖濃溪上游處飛行，受地形遮蔽影響，MSTS 資料未涵蓋部分山區飛行期間。該機於 1510:51 時經里港交流道朝西南方飛行，於 1518:28 時通過澄清湖朝南飛行，該機於 1522:24 時第 1 次進入 09 跑道頭；於 1529:23 時第 2 次進入 09 跑道頭；1530:15 時為最後一筆紀錄，位於高雄機場 C 滑行道停止線東北方約 120 公尺處。



圖 1.11-1 雷達軌跡與衛星影像套疊圖

### 1.11.2 機上 GARMIN 296 裝置

事故機飛航中裝有 Garmin 296 型 GPS 接收機（如圖 1.11-2），依原廠技術文件<sup>2</sup>，其水平位置精度約 15 公尺。事故後取得該 GPS，無明顯損傷及受潮跡象，可正常開機。

經下載解讀該 GPS 紀錄之資料，包括：時間、經度、緯度、氣壓高度、地速、航向等 6 項；事故當日紀錄有 6 段軌跡，自 0954:56 時開始，最後一筆 GPS 點位時間為 1714:09 時，其中於飛行期間亦有不明原因斷點未紀錄到。最後一組飛航軌跡開始於 1420:51 時至 1531:16 時，記錄設定為「自

<sup>2</sup> Garmin GPSMAP 296 Pilot's Guide Rev.D Sep. 2005.

動」，最後 10 分鐘飛航軌跡的取樣率介於 1 秒至 10 秒。此段 GPS 飛航軌跡與衛星影像套疊如圖 1.11-3，高度與地速變化，如圖 1.11-4。自 1520 時至 1531 時止，GPS 紀錄之資料如附錄 1。



圖 1.11-2 該機 GPS 外觀檢視

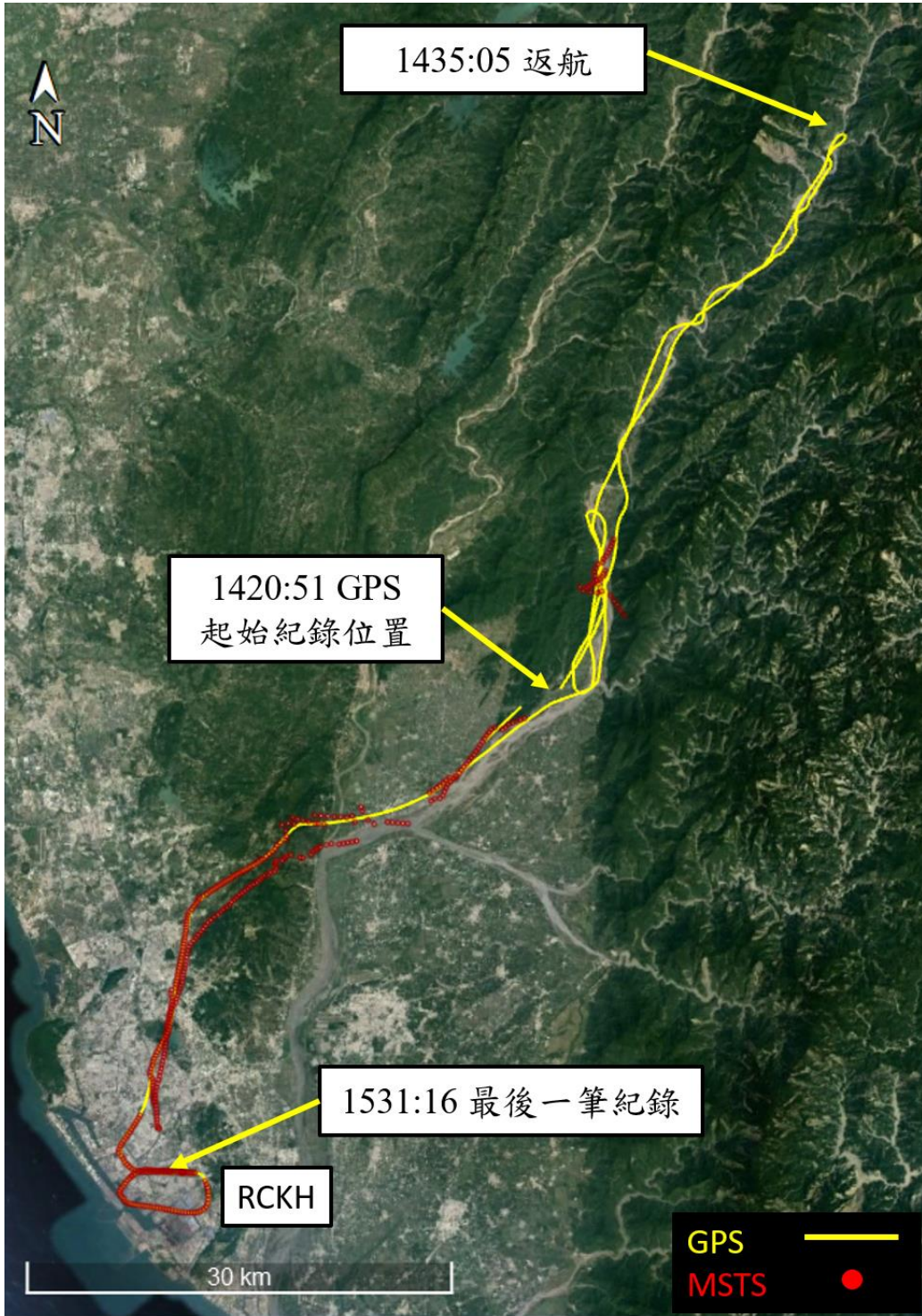


圖 1.11-3 事故機 GPS 軌跡、MSTS 雷達軌跡及衛星影像套疊圖



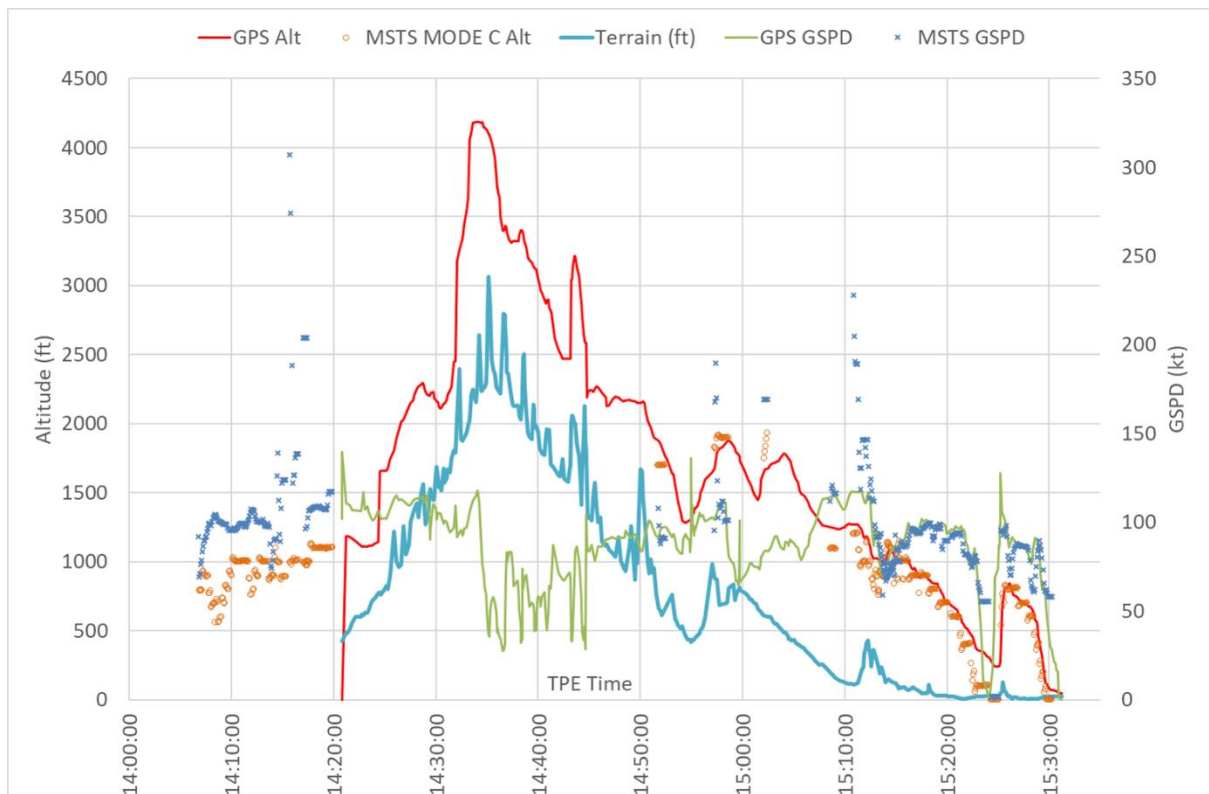


圖 1.11-4 該機雷達及 GPS 資料高度與地速圖

### 1.11.3 影像解讀

高雄機場跑道北側圍牆裝有 6 具閉路電視監控攝影機 (closed-circuit television, CCTV)，安裝位置如圖 1.12-13。依據事故前自 1528 時至 1532 時攝得之影片，經與空勤總隊參與調查人員共同觀看後，製作之影片抄件如附錄 2。

## 1.12 航空器殘骸與撞擊資料

### 1.12.1 航空器殘骸

事故機墜落於高雄機場跑道道面，接近 C 滑行道處，殘骸分布範圍約為 250 公尺 X 200 公尺。為儘速恢復機場正常運作，並保存現場證物，本會獲事故通報後，即請高雄機場航務組對事故現場依本會之需求進行相關事證之蒐集，包含重要位置標定、殘骸相對位置量測、照相及攝影存證等。相關工作完成並經本會確認後，始同意機場航務組將事故機殘骸吊離現場，移至空勤總隊第三大隊第二隊機務棚廠，等待本會進一步之檢視。

依事故現場照片顯示：事故當時明顯之損壞包含主旋翼全毀，機身向左翻覆、前機身左側磨損、左駕駛艙門脫落，左水平安定面折斷，尾桁末段受損，事故機於現場照片如圖 1.12-1。航機損壞狀況如後：



圖 1.12-1 事故機於現場照片

#### 機身外觀檢視

左側機身：機身左側因左傾翻覆，左駕駛艙門脫落、前乘客門玻璃破裂、左中乘客門玻璃破裂且無法關閉、左浮筒檔環折斷及蓋板破損管線外露、探照燈吊架折斷、左後門玻璃與開關周邊破損、左後門鉸鏈及滑軌變形等（如圖 1.12-2）。



圖 1.12-2 機身左側受損情形

右側機身：因航機向左傾翻覆，機身右側在上，外觀相對完整，主要受損為人員吊掛毀損、尾段接合面結構摺痕。整體而言，右機身各部大致連結完整（如圖 1.12-3）。



圖 1.12-3 機身右側受損情形

主旋翼系統：主旋翼頭、4片主旋翼、包含連接器，已全數毀損，主旋翼軸變形，主傳動箱外罩破損（如圖 1.12-4）。



圖 1.12-4 主旋翼受損情形

尾桁／尾旋翼：左水平安定面折斷、尾旋翼下方受損與外框擦痕、防撞燈底座破損、尾桁末段向右側擠壓變形及外殼上部裂開、尾旋翼進氣通

道磨損、左側 VOR 天線折損，尾旋翼齒輪箱滑油磁性塞（magnetic chip detector）檢查無金屬屑（如圖 1.12-5）。



圖 1.12-5 尾桁及尾旋翼受損情形

起落架：鼻輪起落架減震支柱、左/右主起落架減震支柱均有滲油現象、左起落架輪框外側有明顯摩擦痕跡（如圖 1.12-6）。



圖 1.12-6 左起落架輪轂及輪胎

### 駕駛艙檢視

駕駛艙儀表及操作開關：駕駛艙內部並無明顯撞擊痕跡，儀表指示均已歸零或無顯示，如圖 1.12-7 及圖 1.12-8。集體桿位置無異狀（如圖 1.12-9）、方向舵踏板顯示左舵稍前（如圖 1.12-10）、yaw damper 及 yaw control 開關位於關斷位置（如圖 1.12-11）、油門位於關斷位置（如圖 1.12-12）。



圖 1.12-7 駕駛艙儀表及操控開關 (1)



圖 1.12-8 駕駛艙儀表及操控開關 (2)



圖 1.12-9 集體桿位置圖

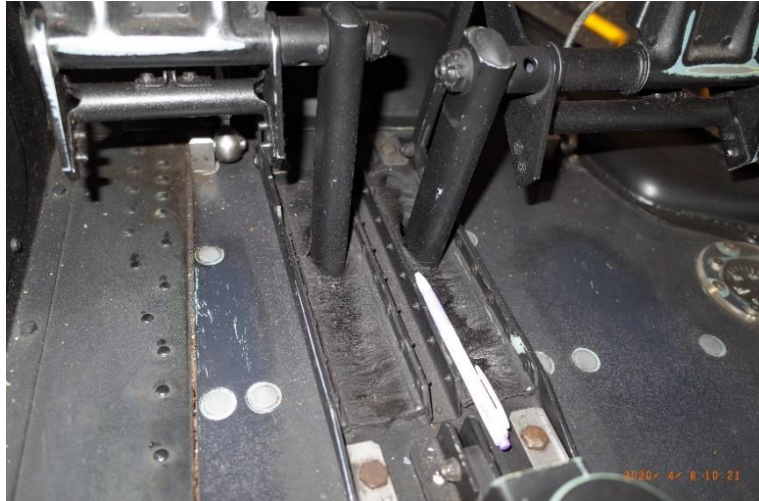


圖 1.12-10 方向舵踏板位置圖



圖 1.12-11 yaw damper 及 yaw control 開關位置

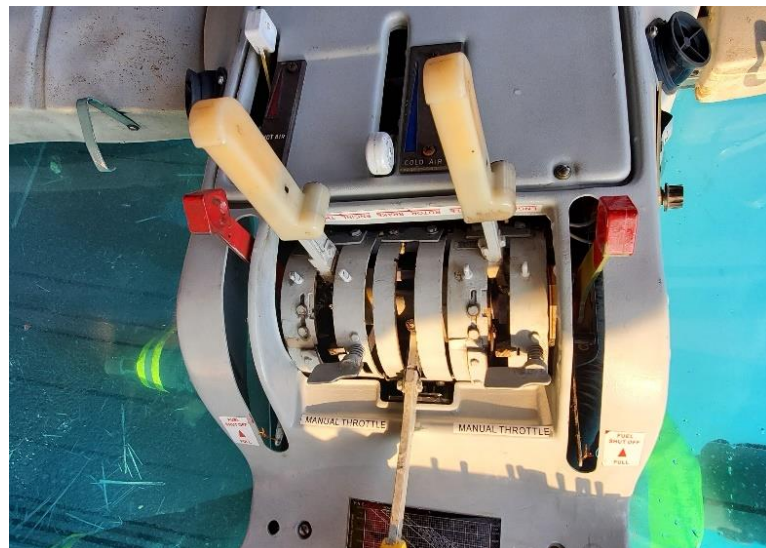


圖 1.12-12 油門與主旋翼煞車控制桿

### 1.12.2 現場量測資料

本次事故現場量測使用高精度衛星測量儀以及遙控無人機，以跑道邊線、距離標識及跑道邊燈特徵為量測參考基準，量測資料包括事故機主旋翼與跑道接觸之刮痕、主輪、主旋翼、機鼻、尾旋翼、水平尾翼以及跑道北側圍牆各 CCTV 安裝位置如圖 1.12-13。

相關測量成果搭配該機 GPS 軌跡，並與遙控無人機拍攝及後製之 1 公分解析度正射影像套疊如圖 1.12-14 所示。根據現場測量結果，該機於 09 跑道進場後因機身傾轉，導致主旋翼接觸跑道產生多處刮痕，刮痕區域離 09 跑道頭約 4,960 呎，離跑道中心線右側約 35 呎，該機停止位置離 09 跑道頭距離約 4,980 呎，離跑道中心線右側約 46 呎，機鼻參考方向為 253 度。



圖 1.12-13 現場測量結果及 CCTV 位置

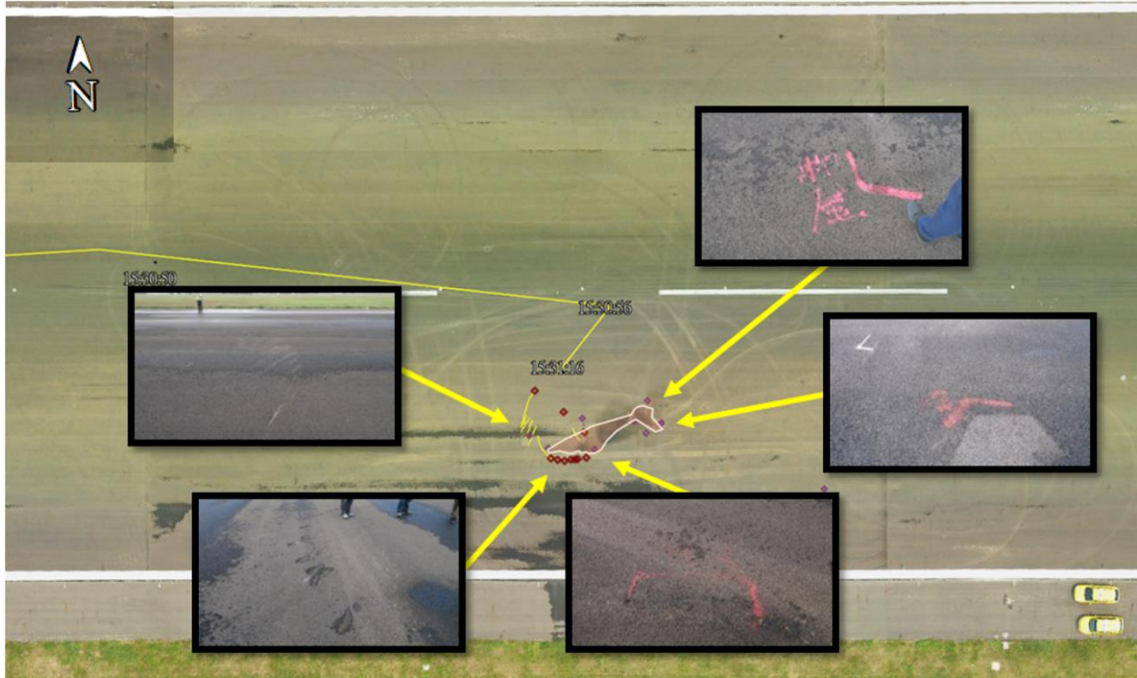


圖 1.12-14 現場量測整合圖

### 1.13 醫療與病理

無相關議題。

### 1.14 火災

無相關議題。

### 1.15 生還因素

無相關議題。

### 1.16 測試與研究

無相關議題。

### 1.17 組織與管理

#### 1.17.1 航務管理手冊

空勤總隊第 10 版之航務管理手冊，於 108 年 10 月 1 日生效；有關飛行任務組員職責第 8 條相關規定如下：



## 第八條 飛行任務組員職責

.....

機長

一、.....。

二、負責對任務機組員及共勤人員實施分組任務提示及飛行後任務歸詢並錄音存查。

三、自受領任務至任務完成期間，機長對影響任務與訓練安全之各種風險因素應予評估與作為，並具最後決定權。

四、機長應確保檢查手冊之每一細節皆予履行，並得為一切緊急處置。

.....

七、負責飛機載重計算與重心配置。

空勤總隊航務管理手冊附件四，有關航勤自我督察及查核作業計畫相關規定如下：

三、自我督察項目區分勤務督導及飛行查核：

(一) 勤務督導：由飛安組、機務組、航勤組及政風室等各主管前往各勤務大隊及勤務隊實施勤(業)務督導。

(二) 飛行查核：由航勤組指派科長、技正或飛行員前往各勤務隊實施隨機飛行查核或地面航勤業務督導。

四、具體作法：

(一) 督導對象：各勤務大隊暨所屬勤務隊。

(二) 督導方式：

1、定期督導：

(1) 勤務督導以每2個月編排督導規劃表(附表一)實施。

(2) 飛行查核以每月編排飛行查核行程表(附表二)實施，每季執行夜間(夜視鏡)飛行查核1次。

2、不定期督導(含專案督導)：

.....。

(四) 資料處理：

1.....

2、飛行查核：

(1) 查核紀錄：查核人員搭乘執行各項勤務航空器查核飛行有關事務，應填寫飛行查核紀錄表(附表四)陳核。

(2) 飛行查核中發現缺失，立即開立缺點通知改正情形及復查表，要求限期改正並復查追蹤，飛行查核缺點通知及復查表，如附表五。

空勤總隊航務管理手冊附件六為空勤任務作業程序，共計13項勤務項

目、附件八為飛行任務行動準據（如表 1.17-1）。

表 1.17-1 飛行任務行動準據

<p>附件八：飛行任務行動準據</p> <p>內政部空中勤務總隊飛行任務行動準據</p> <p>民國95年3月21日空勤航字0950001305號函發布</p> <p>一、內政部空中勤務總隊為有效執行各項空勤任務，確保飛行安全，特訂定本行動準據。</p> <p>二、飛行任務行動準據如下：</p> <p>（一）召集人員。</p> <p>（二）分配工作。</p> <p>（三）擬定飛行計畫：</p> <ol style="list-style-type: none"><li>1、確認目標位置資料（包括目標位置經緯度、標高，及電塔、流籠、纜線等山區障礙物，起降點地形、狀況等）。</li><li>2、查詢氣象（包括航路及目標區）。</li><li>3、規劃航路（若為山區，則以山區目視計畫航路為主）。</li><li>4、計算飛行時間。</li><li>5、計算所需油量。</li><li>6、查核飛機性能表及載重平衡表，計算飛機起飛/落地總重及重心限制。</li><li>7、填寫性能及載重平衡數據表，確定所有數據均位於限制範圍內。</li><li>8、填寫飛行計畫書。</li><li>9、連絡平面單位（例如航管單位或勤指中心等）。</li></ol> <p>（四）上場。</p> <p>（五）檢查飛機。</p> <p>（六）開車。</p> <p>（七）溫（試）車。</p> <p>（八）滑出。</p> <p>（九）起飛。</p> <p>三、AS-365型直升機晝間應於20分鐘內（松山機場25分鐘內、清泉崗機場28分鐘內）、夜間應於40分鐘內起飛；UH-60M型直升機晝間應於30分鐘內、夜間應於50分鐘內起飛。</p> <p>四、本行動準據自發布日施行。</p>
--

## 1.17.2 飛行訓練

### 1.17.2.1 飛行員訓練手冊

空勤總隊第 8 版之飛行員訓練手冊，於 108 年 10 月 1 日生效；有關第二章訓練概要相關規定如下：

2-1-8 操作緊急課目時，飛航教師手腳應保持操縱系上，俾利航空器產生不正常姿態時能立即改出。

2-2-3-6 各型機飛行員應確遵該型機操作限制，執行各項訓練任務。

7-3-1 AS-365 直升機模擬機訓練，訓練以緊急程序課目、真天氣（儀器）不正常動作改正、日夜間海上迫降、高高度起降等課目。

12-1 訓練課目

12-1-1 求生訓練

12-1-2 CRM（組員資源管理）訓練

空勤總隊飛行員訓練手冊附表 2 為「內政部空中勤務總隊各型機常年訓練每季飛行術科課目時數配當表」如表 1.17-2

表 1.17-2 常年訓練每季飛行術科課目時數配當表

內政部空中勤務總隊各型機常年訓練每季飛行術科課目時數配當表										
單位：小時										
機型及飛行等級	課目及時數	模擬性能、緊急	儀器	日間海上搜救	夜間海上搜尋	夜視鏡海上搜救	攀降、救生吊掛	高高度起降	水袋（含貨物吊掛）	短程吊運
UH-60M	飛航教師	1	1	1	#	2	1	1	1	1
	正駕駛	2	2	2	#	2	1	2	2	1
	副駕駛	1	1	1	#	2	1	1	1	1
AS-365N	飛航教師	1	1	1	2	#	1	1	#	#
	正駕駛	2	2	2	2	#	2	2	#	#
	副駕駛	1	1	1	2	#	1	1	#	#
BE-200	飛航教師	1	1	#	#	#	#	#	#	#
	正駕駛	1	1	#	#	#	#	#	#	#
	副駕駛	1	1	#	#	#	#	#	#	#

附註：

- 一、飛行術科訓練，依各勤務隊之飛行預劃表，由單位主管管制派遣。
- 二、「夜間海上搜尋」課目，由未具備夜視鏡資格人員操作。
- 三、實施模擬緊急操作程序課目，需由飛航教師帶飛；施訓前學員應熟讀飛行操作手冊並接受抽測驗證，飛行後填寫空勤資料庫整合建置系統「飛行術科成績單」存查，另檢定機師得同乘實施督考。
  - (一) 模擬緊急操作程序課目包括：各種發動機失效操作（含 A 類操作）、尾旋翼失效、液壓系統失效。
  - (二) 模擬各種發動機失效（含 A 類操作）課目，以全馬力模擬方式操作，不得收油門至慢車及自轉到地。
- 四、共勤機關（海巡署、警政署、消防署、林務局）人員於「性能、緊急程序、儀器」等課目不得登機同乘。
- 五、各勤務隊長應嚴格督導管制下列訓練執行：
  - (一) 攀降、救生吊掛、高高度起降、水袋、短程吊運等課目得配合任務或演訓合併執行實施，並於「任務執行報告表」內詳細登載，以撙節成本，避免浪費。
  - (二) 執行各項緊急、訓練、演習等任務，與常訓操作課目相同時，應列入個人常年訓練飛行記錄計算，並於「任務執行報告表」內詳細登載，以撙節成本、避免浪費。
- 六、同一架次左、右座飛行員均應列入個人常年訓練時數，不得單獨計算。

### 1.17.2.2 飛行機組員訓練教範

空勤總隊於 107 年 9 月 21 日頒布之 AS365N 型機飛行機組員訓練教範，課目編號之定義為：

- (一) AT-1000 系列—為「性能緊急」飛行課目。
- (二) AT-2000 系列—為「儀器」飛行課目。
- (三) AT-3000 系列—為「特種」飛行課目。
- (四) AT-4000 系列—為「保養維飛」飛行課目。

其中課目編號 AT-1001 及 AT-1023 之內容如下：

#### **AT-1001 分組任務提示與歸詢**

- 一、一般狀況：執行飛行任務前，依據核定之分組任務提示單執行。
- 二、要求標準：依據通用要求標準，並配合下列補充項目：
  - (一) 任務機長召集任務人員全員參加。
  - (二) 按程序逐項提示，內容簡潔、明確。
  - (三) 確定所有任務人員均瞭解任務內容。
  - (四) 律定行動基準依序完成，或依權責單位核定之詳細提示單完成提示，機組員認同並完全瞭解提示內容。
- 三、動作分析：
  - (一) 提示內容：
    - 1. 任務區分：機型、機號、任務代號。
    - 2. 任務人員編組：正駕駛、副駕駛、機工長、搜救員、其它。
    - 3. 任務地區座標、任務種類。
    - 4. 天氣、光度資料、飛航公告。
    - 5. 機載任務裝備（含PLB編號）清點、檢查。
    - 6. 個人防護裝備及求生物品。
    - 7. 導航、目標定位、搜索航線。
    - 8. 搶救作業種類、待救者生心理狀況、救護方式、後送轉運地點。
    - 9. 陸空通信器材、呼號、週率。
    - 10. 油料支援、安全油量。
    - 11. 攝影、照相、記錄、蒐證。
    - 12. 不預期儀器天氣、緊急落地、備降場。
    - 13. 性能計畫、載重與平衡、馬力檢查。
    - 14. 機員協調、座艙資源管理。
    - 15. 風險評估、任務放棄時機、安全提示。
    - 16. 行動基準。
  - (二) 行動準據
    - 1. 提示官依規定向機長執行任務之重點提示，機長應能認同並完全瞭解提示內容。
    - 2. 機長對分組提示負全般責任，並可指定適當人員執行部分內容之提示。

- 3.機組員應專注參與分組提示，向提示官提出相關問題，並能瞭解其被賦予之行動、職掌、與責任等，如有與本次任務相關的經驗或心得，亦可主動提示。

(三) 執行程序：

使用單位核定之分組提示單，執行分組提示，表1為本總隊所使用的分組提示單，其內容為最低限度的必要提示內容；單位與機長可依任務的複雜程序或要求，調整提示內容與長度。

附註：任務提示中須律定機組之任務歸詢（如表2）時間與地點。

四、訓練與鑑測要求：本課目的訓練與鑑測，均應於課堂內實施。

五、參考資料：使用現行分組提示與歸詢參考資料。

表1：內政部空中勤務總隊飛行任務提示程序

任務提示：飛行前油機長或領隊作任務提示，其內容包括

- 一、任務說明：任務種類：搜救、刑案、傷患運送、治平、海巡、巡邏、專機、物資補給、環保。
- 二、天氣報告（副駕駛報告）：天氣放行標準：本場天氣、目標區天氣、航路天氣、預報天氣。
- 三、機務狀況（機工長報告）：飛機時間、導航裝備、自動飛操、油量、週檢時間、通信裝備、儀重及重心等限制事項。
- 四、人員編組：正駕駛、副駕駛、機工長、共勤人員、搭乘人員。
- 五、執行概要：目視、儀器、特種目視、飛行主要航路、備用航路、高度、備降場、目標識別、障礙物、限航區域。
- 六、應勤裝備（機工長報告）：吊掛、吊籃、吊環、擔架、森林穿越器、信號彈、水袋、無線電等。
- 七、通信聯絡：地面聯絡頻率、代號、任務聯絡人。
- 八、緊急程序：按機型操作手冊緊急程序提示。
- 九、安全規定：針對任務機長提示安全應注意事項，（飛航公告、飛航通報、飛安公告）。
- 十、對時：規定行動時間。
- 十一、注意事項：搭乘人員緊急裝備（救生背心、救生艇）使用說明依該次任務種類為重點。
- 十二、任務歸詢

**AT-1023 模擬尾旋翼失效之處置**

- 一、一般狀況：執行飛行任務前，依據核定之分組任務提示單執行。
- 二、要求標準：依據通用要求標準，並配合下列補充項目：

- (一) 是否可明確判定失效情形。
- (二) 是否完整了解改出時機與程序。

三、動作分析:

- (一) 滯空時尾旋翼失效

故障顯示：快速，無法控制的向左偏航，立即落地或落水

1. 集體桿快速減低
2. 迴旋桿最小的偏移與滾轉
3. 集體桿視需要緩衝著陸

發送SOS

考量：

延遲減低集體桿可導致形成非常快速的偏航，這可能造成飛行失去方向感導致滾轉交互耦合效應，難以控制。基於相同的理由，如非絕對必要，緩衝著陸時集體桿的使用要盡可能柔和；唯獨的例外是當在地面效應以外高滯空時形成的下降率會很高，造成的傷害會較偏航嚴重。

## (二) 飛行中尾旋翼失效

故障顯示：向左偏航。偏航大小依據空速與馬力。可能發生高頻率振動。向前飛行時因直尾翅作用，可降低偏航。

1. 集體桿降低以減少偏航
2. 迴旋桿運用滾轉控制保持航向
3. 集體桿試圖找出可以保有適當飛行控制的空速與馬力的組合。

無線電呼叫: 適切呼叫

儘速落地: 許可滾行落地的最近場站

成員: 警告

起落架: 放下並顯示三個綠燈

手剎車: 鬆釋

考量：

飛行的行為是依據發生失效當下的空速與馬力使用而定。飛機在剛起飛處於大馬力爬升時發生，需要立即的處置，反之在高速下降情況發生，則甚至感覺不到失效的發生。

當位置越偏左，現象就越類似喪失尾旋翼驅動的失效情形，需要更大的滾動速度。舵板偏右時則需要採用‘zero, zero’方式落地。如果發生在起飛低空速 (< 60 KTS) 時，可考慮將一具發動機收至idle (慢車) 位置以降低扭力。此舉可減少向左的偏航，而得以飛離或滾行落地。若是在中間位置，飛行員將持續蹬舵輸入控制，雖然舵已無效用。要注意使用大量舵效偏轉，會影響剎車的均衡能力，而或滾行期間形成差速制動情形。

如果落地速度可接受：

風，如可能，來自右方

淺平進場

指示空速>60節，不得<40節，否則可能無法重飛

保持機鼻向右

即將觸地前：

和緩帶起機鼻姿態

集體桿 保持高度

迴旋桿 延緩機鼻對正

當機鼻向左偏轉對正：

集體桿 柔和減低

如可能，剎車使用< 38 節

如果觸地前機鼻先向左偏轉：

如可能，飛離

如果無法飛離：

應用地面效應產生的機鼻向右

考量1+2 AUTO/MANU 切至MANU

回收任一緊急油門桿以使機鼻向右擺並視需要調整  
如果落地速度過高，考量自動旋轉：

爬升至安全高度

建立並保持安全OEI 條件的V<sub>Y</sub>

一部發動機FSCCL回收/ 燃油泵關

進入自動旋轉 NR 360

四、訓練與鑑測要求：本科目訓練應於模擬機實施，鑑測時除考量人員等級外並於課堂內完成提示方可於實體機上操作。

五、參考資料：內政部空中勤務總隊AS-365N3操作手冊。

### 1.17.3 安全管理

空勤總隊第 7 版之安全管理手冊，於 108 年 12 月 26 日生效；有關第四章安全保證第一節安全績效監測與評量，訂有內部稽查相關規定，包含飛地安稽查、航務查核、機務查核、勤務督導、自我督察、空勤人員酒精及麻醉藥物檢測作業及飛行風險評估等；本次事故之飛行操作風險評估表如表 1.17-3

表 1.17-3 事故機飛行操作風險評估表

內政部空中勤務總隊 飛行操作風險評估表							
隊別	第三大隊第二隊		起飛點	1. 高雄國際	2.	3.	4.
日期	2020/04/07 14:00		落地點	1. 高雄國際	2.	3.	4.
機型機號	AS-365N / NA-103		勤務項目	1. 訓練飛行	2.	3.	4.
機組員	IP : F/O :		CE : SAR(O) :				
項次	評估項目	尚可	有點困難	很困難			
1	飛機檢修完成之試飛缺點程度	清除	有缺點不影響	V 有缺點有影響			
2	近場導航設備	精確系導航	V 非精確系導航	無導航			
3	飛機導航裝備	ILS	V VOR/DME	NDB			
4	天氣狀況 (離場、航路、到場) 及操作地區風速	合於放行 (或操作) 標準	V 臨界放行 (或操作) 標準	未達放行 (或操作) 標準			
5	操作地區 (含海域) 狀況	良好	V 已知不常去	未知沒去過			
6	落地點狀況	已知且常去	V 週邊有障礙物	障礙物高、狹小、FOD			
7	無線電裝備	有且接收良好	V 發射及接收時有時無	無			
8	飛行員操作經驗及航行管制熟悉程度	良好	V 尚可	困難			
9	機組員身體狀況	精神飽滿	V 精神欠佳	精神不振			
10	飛行操作熟悉度 (距上次飛行間隔)	一週內	V 兩週內	三週以上			
11	任務機組員 (含共勤人員) 配合情況	經常共同執行任務	V 曾經共同執行任務	未曾共同執行任務			
12	本次若係執行落艦任務，請於「是」欄位勾選後，續填下列評估項目；若非，逕跳至21項填寫。□是						
13	落艦種類	港內落艦	航行落艦				
14	已知船艦狀況 (噸數、落艦區範圍)	已知且常去	船艦週邊有障礙物	障礙物高、落艦區狹小			
15	海象限制 (PITCH、ROLL)	海象平穩且良好	PITCH 2度內、ROLL 4度內	PITCH或ROLL超過規範			
16	船艦配備導引設施	完善	未完善，但不影響落艦作業	無導引設施			
17	落艦飛行操作熟悉度	近3月內曾執行過	3~6月內曾執行過	超過6月以上或未曾執行過			
18	配合落艦之船艦及艦上作業人員熟悉度	3~6月內曾執行過	6~12月內曾執行過	1年以上未執行			
19	落艦船隻附近是否有警戒艇戒備	有		無			
20	風險評估結果	尚可	1 0	有點困難	1	很困難	0
	風險評估處置	尚可——飛行員可接受派遣 有點困難——必須由機長於分組任務提示時敘述 很困難——必須由機長或單位主管 (代理人) 於提示時加強督導後執行；或提列數據佐證無法執行，並於下方21欄位註記					
21	□V 屬很困難，但仍可執行		□ 屬很困難，無法執行 (請備妥數據佐證)				
機長簽名：		2020/04/07 14:02:04		主管(代理人)簽名：		2020/04/07 14:05:29	

## 1.17.4 操作手冊

### 1.17.4.1 尾旋翼失效程序

依據原廠於 1989 年 10 月 25 日出版之 AS365N2 飛航手冊 (flight manual), 第 3 章緊急程序之內容共分 3 類; 緊急程序(emergency procedures) 計 12 項, 系統失效(system failures) 計 15 項, 注意資訊及警告面板(caution advisory panel & alarm provision) 計 6 項; 其中尾旋翼失效屬緊急程序, 其原文內容如下:

#### 9.1 Failure in Hover or at Low Airspeed

Quickly reduce collective pitch and LAND IMMEDIATELY.

#### 9.2 Failure during Climb at Altitude

- Reduce collective pitch ; maintain aircraft heading by roll control.
- Increase airspeed and select power setting to maintain adequate flight control.
- Look for a landing site that will permit a running landing.
- Extend the landing gear.
- Check that the parking brake is released.
- Approach the landing site with aircraft slipping to left with an airspeed above 60 knots (111 km/h).
- Slowly reduce airspeed at ground level while using collective pitch to maintain the helicopter airborne.
- Land when the nose swings into alignment (touchdown speed should be between 45 and 55 knots).
- After touchdown slowly reduce collective pitch and steer the aircraft with the wheel brakes.

CAUTION : LANDING IS EASIER WHEN AIRCRAFT WEIGHT IS LOWER AND WIND COMES FROM THE RIGHT. AT AIRSPEEDS BELOW 50 KNOTS (92 km/h), GO-AROUND IS NO LONGER POSSIBLE DUE TO TAIL FIN EFFICIENCY LOSS.

#### 9.3 Failure in Level Flight

Yawing motion will be minimal in level flight due to the low thrust component of the shrouded tail rotor.  
For landing, proceed as described in paragraph 9.2.



### 1.17.4.2 直升機飛行手冊

美國聯邦航空總署 (Federal Aviation Administration, FAA) 於 2019 年出版, 編號為 FAA-H-8083-21B 之直升機飛行手冊 (helicopter flying handbook), 第 11 章為直升機緊急程序 (helicopter emergencies and hazards); 內容包含有反扭力系統失效 (antitorque system Failure)、尾旋翼失效 (loss of tail rotor effectiveness)、主旋翼氣流干擾 (main rotor disk interference)、風標效應 (weathercock stability)、尾旋翼渦旋狀況 (tail rotor vortex ring state) 及改正技巧等。(詳如附錄 3)

### 1.17.4.3 操作限制

原廠之 AS365N2 飛航手冊, 第 5 章性能資料有該型機風向風速之限制 (包含滯空限制), 如圖 1.17-1 及圖 1.17-2:

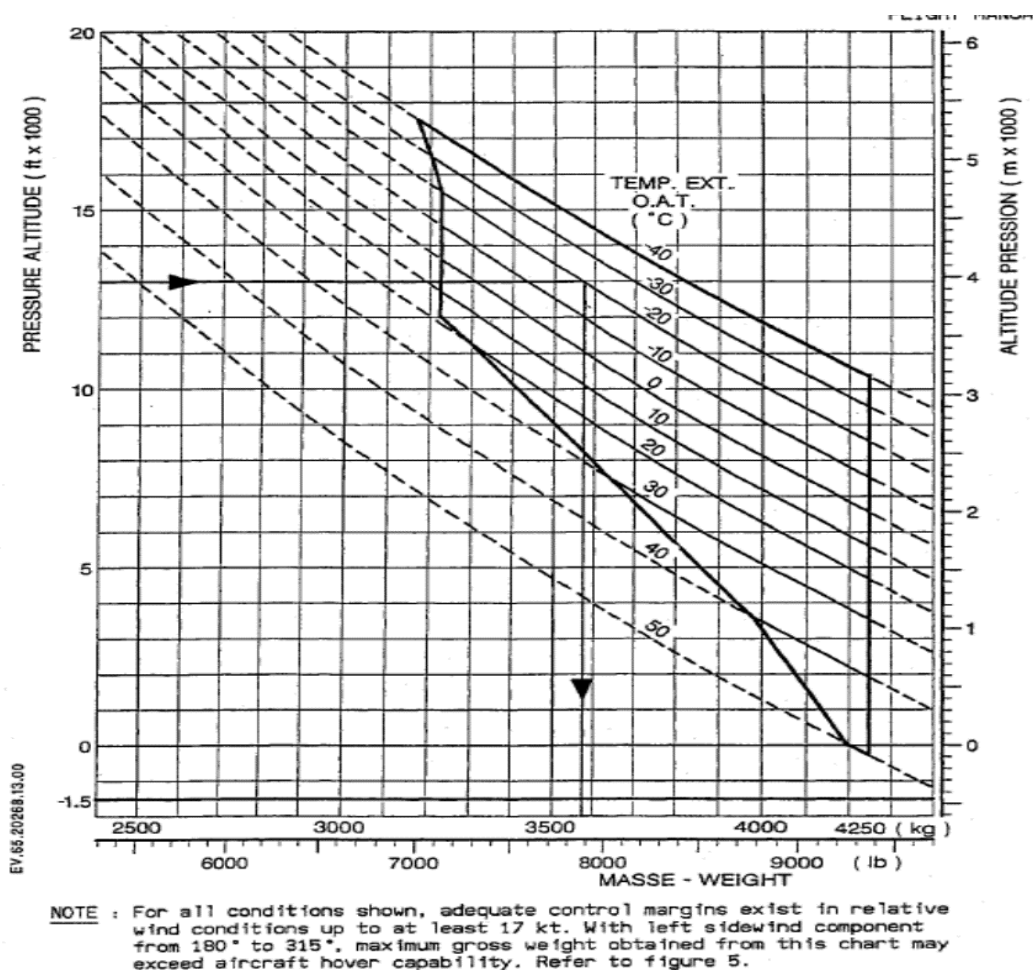
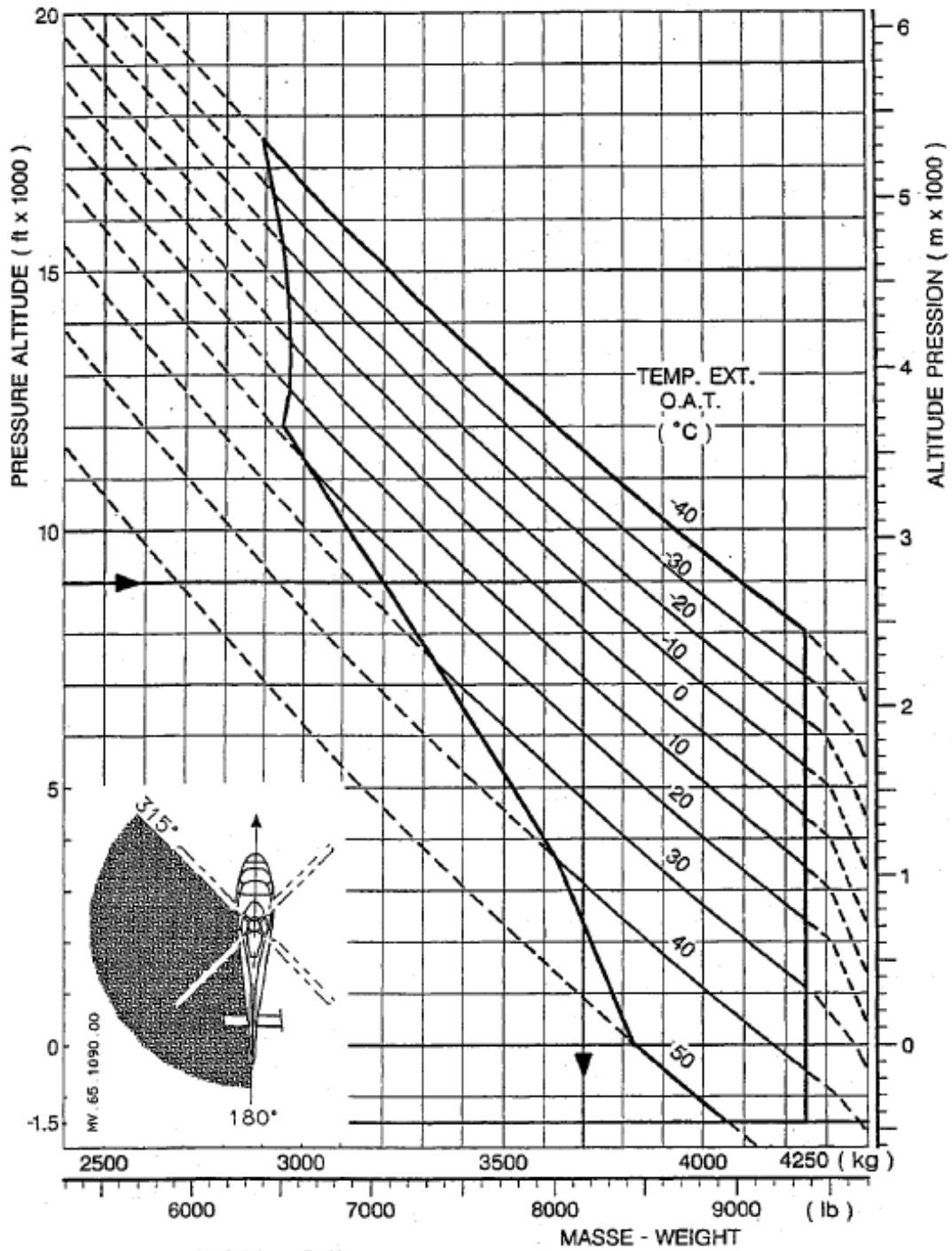


圖 1.17-1 AS365N2 滯空限制 (1)



CONDITIONS : - Height : 6 ft  
 - Both engines takeoff rating  
 - NR 350 + 5 rpm - Heating system off  
 - Wind : critical area from  
 5 kt up to at least 17 kt

TWIN-ENGINE HOVER PERFORMANCE  
 IN GROUND EFFECT WITH  
 SIDEWIND IN THE CRITICAL AREA

Figure 5

圖 1.17-2 AS365N2 滯空限制 (2)

### 1.17.5 組員資源管理訓練

空勤總隊第 8 版之飛行人員訓練手冊，新進駕駛員訓練、機種轉換訓練、差異訓練及升等訓練等章均訂有組員資源管理訓練（crew resource management, CRM）之訓練項目。

民航局轉頒美國聯邦航空總署（FAA）有關組員資源管理訓練之民航通告（編號：AC120-51E），訓練主題集中於人為因素，包括溝通過程與決策行為：含提示、徵詢/支持/建言、決策與行動、衝突解決、決策品質等。另一重要主題為團隊建立與維持，包括：人際關係與實務應用、有效的領導/被領導與人際關係，工作負荷管理與狀況警覺、遵循 SOP 等。

## 1.18 其它資料

### 1.18.1 訪談資料

#### 1.18.1.1 正駕駛訪談摘要

正駕駛自述：上午執行落艦訓練，回來後做任務歸詢及下午的提示。下午 1400 時上場開車，約 1410 時起飛，執行山區高高度訓練，模擬高高度吊掛尾旋翼失效及改出，課目執行正常，結束之後返場。約 1520 時返回小港機場，先做一個調速器失效，重飛後進入下一個航線，執行尾旋翼失效。

執行尾旋翼失效要領係於五邊建立與跑道 30 度夾角進場，減速落地前補集體桿使飛機對正跑道然後著陸。但是這次進場減速之後，發現機頭沒有持續保持這個夾角，往右慢慢偏過來跟跑道快成 90 度夾角，接著調整機頭與跑道成 30 度，機頭漸漸右偏時我就想到是尾風，真的不好操作，正在調整的時候機頭突然左甩飛機就扣過去了，反應不及，因為我的腳並沒有放在舵上。

有關模擬尾旋翼失效的操作方式，就是把 YAW 解除，然後蹬滿右舵雙腳離開，真實狀況尾旋翼失效就是右舵卡住的意思，所以我腳離開沒有去踩舵，最後階段改出腳如果有在舵上可能來的及，但是發生的太突然腳上

去都來不及飛機就翻了。這個科目之前做過非常多次都沒有問題，有經驗也很有自信，所以尾風也可以操作，但此次超出能力外的突發狀況致使無法及時反應，以前做過很多次右舵卡住的操作，從來沒發生過這種事情。

受訪者敘述發生左舵卡住時之操作：機頭向右 30 度，但是卡右舵可以減到速度很低，卡左舵不行，卡左舵減到速度很低的話飛機會向左轉，所以速度要保持在 55 哩以上，否則機身會越轉越快，卡右舵可以把速度減到很低接近於滯空，三月底完成年度考核也有做這科目。

### 1.18.1.2 副駕駛訪談摘要

受訪者表示本訓練原規劃人員是隊長，因要去參加冠狀病毒防疫會議，所以臨時調換。下午主要飛兩個科目：高高度起降及緊急程序，空域課目都還順暢。大約在下午 1515 時左右回到高雄，向塔臺申請做一些性能科目。塔臺回覆同意，於是就請求做引擎調速器及尾旋翼失效兩個緊急科目。

第一個航線執行狀況良好，第二個航線做尾旋翼失效，由教官做示範，五邊拉很長。因為本型機主旋翼是右轉，所以加馬力時，機頭會向左邊甩。進場時我們建立跟跑道是 30 度夾角，教官要示範如何調整馬力跟速度可以讓機頭慢慢擺正，對正跑道中心線，所以 5 邊很長。進來的時候高度沒有太高用很淺平的角度進場，把飛機 yaw damper 解除，讓它偏一邊進來，過程中機頭一直沒有辦法擺正，教官說有受到尾風跟側風的影響，機頭一直沒有辦法調整過來。我提醒機長，如果飛機沒辦法停下來或擺正時，至少要先滯空擺下來全停之後，再重飛，才剛講完沒多久，就感覺整個人甩 180 度（原本航向是 120 度），然後主旋翼打地。

尾旋翼失效的課目，教範上講，空速減少時機頭會慢慢地擺正，提集提桿的時候，飛機會甩的比較大，為了預防機頭突然甩過來，提桿量要輕柔。如果機首沒擺正就重飛，但重飛時如果提的量太大，機頭也會甩，容易進入危險狀態，通常建議 recover，把飛機先滯空，再把飛機擺下來。

上次做尾旋翼失效大概是 2 月份，可是上次做的時候，高度比較高，沒有在跑道上。今天也有在有高度的山區作尾旋翼失效，大概在 3000 呎左右做都做得不錯，教官示範的很好。沿途回來時，也做了兩次。在高高度做跟在低高度做有差別，在高高度機頭甩的不是很明顯。如果你要讓學員很清楚去觀查機頭怎麼甩，當然還是地面做比較好，但是地面做就是有風險。相關尾旋翼失效之程序在教範裏有寫，但寫得不多，沒有寫得很細。

有關任務提示，受訪者表示本次程序是一邊飛行一邊講，教官有教如何翻緊急操作程序。地面上提示是做一些概括的，比較細的是教官邊講解邊做，一面討論一面做，跟後面的機工長也會討論。

受訪者認為教範程序寫得並不是很清楚，相關緊急程序是法國原廠的，寫的都是大項，從一個副駕駛的角度，覺得地面準備應要詳細一點，前一天應該先告訴學員要飛什麼，讓他先準備，然後提示的時候，可以先請學員講今天的科目大概要怎麼做，然後飛航教師或檢定機師再來做補充及指導。如果學員有講錯或不周全，可以進一步指導，這樣飛行效果會很好。

### 1.18.1.3 機工長訪談摘要

本日主要做高高度及緊急科目訓練，因此才會請 2 位特搜隊員同機執行高高度訓練。第一個小時先做高高度訓練，第二個小時在回程的過程當中，執行起落架無法釋放的緊急程序；返場後再做一個尾旋翼失效課目。正駕駛坐在左座，副駕駛坐在右座，正駕駛先示範右舵卡死時要怎麼做，在這個過程中，正駕駛一直講「左側來風可能會比較不好做，會對不上（跑道）」，所以直升機在跑道上就對了很久，之後直升機突然右偏，機頭方向有點轉右邊回頭（180 度），感覺飛機傾斜一下，直升機就翻覆墜毀。

直升機在起飛之前沒有故障及延遲改正的缺點，起飛後直到事故發生期間，完全沒有機械的問題。且起落架失效緊急釋放科目完成後，所有開關都回復正常，起落架也保持正常放下位置。

就本機而言，操作尾旋翼失效緊急處置在右側來風會比較好做，本日可能因為風向的問題，當機頭朝右的時候，正駕駛一直無法將方向修正回來。因此可能因為風向的問題，造成正駕駛無法修正直升機方向。且因本日訓練僅加 600 公斤的燃油，相較平時任務加 700 公斤燃油，重量較輕，應比較好操作此科目。

#### 1.18.1.4 資深機長訪談摘要

經訪談數位該型機資深機長，相關之重點摘要如下：

關於執行緊急程序，有些程序例如火警、發動機失效、放棄起飛等，需要立即反應。其他程序，雙組員時作法是照程序，一個做一個唸，操作技巧部分，像調速器失效、尾旋翼失效等。所有緊急程序都訂有標準訓練教範。

有關考核項目，只有概分性能、儀器、緊急程序，考核項目也沒有細分。尾旋翼失效、自動駕駛、液壓系統失效，尾旋翼失效是包含在液壓系統裡面，考核表裏也是如此，考核表之前有區分正駕駛及副駕駛必考科目。

對尾旋翼失效之操作，起飛階段大馬力如果舵失效，幾乎可以做到正常進場大馬力滯空擺下，也就是所謂 ZERO ZERO。再來就是巡航，巡航馬力因低於滯空馬力，當時的馬力配置滯空是沒辦法的，所以要以帶速度進場的方式落地，依照技令應以 60 浬/時到達落地點，然後在 45-55 浬/時之間著陸，右側風可以協助方向修正，順風比較不好操作。

有關左舵在前或右舵在前，依當時失效時使用的馬力不同，差異在扭力不同。右舵在前，起飛或滯空馬力，飛機可以使用比較低的速度，以零高度零空速方式落地。

對本次事故的看法，當時進場速度很慢很穩定，右舵在前配置也就是所謂 ZERO ZERO，如果說是左舵在前速度一慢，飛機會開始往左偏所以要帶速度在直尾翅效應消失之前落地，之後用煞車控制航機，要選擇頂風或右側風有利條件來操作。由影片看來顯示穩定，之後飛機偏右嘗試落地，可能右舵配置比滯空需要的大，沒辦法落地。當時是順風進場，機頭偏右，

可能因風標效應反而加劇右轉，因這是模擬訓練狀況，應該可以改出。教範有規定教學示範手腳不能離開操縱系。

#### 1.18.1.5 塔臺人員訪談摘要

受訪者為事故時塔臺執勤管制員，當日約 1500 上席位，約於 1508 獲報 NA103 要返場；約 18 分時與該機構聯，組員報告預計於落地階段計畫執行 6 至 7 個航線，執行基本課目之訓練，亦曾詢問執行之課目，回答預計作調速器及尾旋翼失效課目。因本場為該總隊主基地，總隊平常都很配合儘量不干擾其他航機活動，所以通常只要航行許可均會同意他們的需求。

航機進來後，前幾個航線均正常，從進場到每次三邊，都有提供風向/風速資訊，並會詢問預計落地使用之跑道。事故前進場時，組員報告預計要在跑道上滾行，同時執行尾旋翼失效練習。該機進場時感覺很低，進入跑道時機頭有點偏，並未發現不正常。接下來將目光移至其他地方，回過頭來看到跑道接近 C 滑行道處有一團白煙，才感覺發生事故，立即按警鈴通知各單位，當時並未目視該機發生事故。之後使用望遠鏡發現該機橫躺於跑道上，煙變少了還好沒起火，使用無線電聯絡，他有回答，覺得人員平安，沒多久消防車就到了。

#### 1.18.2 事故前跑道狀況

依據高雄機場塔臺管制人員敘述：事故當日 0708 進場台通知空勤 103 預計 0715 分抵達小港機場並交管給塔臺，當時機場無任何航機起降序列，事故機向塔臺提出申請獲得許可後，在跑道上時實施尾旋翼失效、調速器失效操作，隨即發生意外。

### 1.18.3 事件序

時間	事件	來源
1205	執行任務提示	任務紀錄
1405	起飛	ATC
1425~1501	空域訓練	ATC
1516	返場中與塔臺構聯，告知欲執行緊急程序練習	ATC
1520~1522	第 1 次進場執行調速器失效程序	ATC
1524~1527	完成及重飛後向塔臺報告將執行尾旋翼失效課目	ATC
1529	對正 5 邊進場，高度 300 呎，速度約 70 浬/時	Video/GPS
1529:30	通過跑道頭，高度約為 50 呎，速度約 60 浬/時	Video/GPS
1530:00	開始建立右偏角（機頭向右）沿跑道方向前行，高度 20 呎，速度約 30 浬/時	Video/GPS
1530:15	以 30 度之右偏角（機頭向右）並沿跑道方向前行，高度 20 呎速度約 28 浬/時	Video/GPS
1530:48	以 20 度至 40 度之右偏角、距地約 20 呎沿跑道方向前行，速度開始繼續減少至約 16 浬/時	Video/GPS
1530:54	右偏角度加大至約 40 度，呈滯空狀態	Video/GPS
1530:59	航機開始快速右偏	Video/GPS
1531:00	未即時改正（使用反舵）	Video/Interview
1531:01	主旋翼打地	Video



## 附錄 1 GPS 資料列表

Time	Spd (kt)	Alt (ft)	Longitude	Latitude	Avg Spd	Heading
15:20:05	94.546436	716.3943799	120.33298	22.621549	168.1 km/h	199.8°
15:20:16	95.194384	691.1614394	120.331217	22.617002	168.1 km/h	206.7°
15:20:26	96.328294	680.1214128	120.329079	22.61305	168.2 km/h	213.0°
15:20:39	95.572354	672.2375543	120.325669	22.608168	168.2 km/h	212.7°
15:20:52	97.948164	661.2008086	120.322311	22.60331	168.2 km/h	215.8°
15:21:01	97.084233	653.3136692	120.319729	22.599989	168.3 km/h	214.2°
15:21:10	96.652268	618.622067	120.317272	22.596633	168.3 km/h	207.1°
15:21:16	96.490281	606.0072372	120.315952	22.594234	168.3 km/h	190.6°
15:21:22	98.056156	588.6581553	120.315417	22.591591	168.3 km/h	175.6°
15:21:27	95.842333	569.7342702	120.315604	22.58932	168.3 km/h	163.9°
15:21:34	95.194384	553.9665532	120.316535	22.586326	168.3 km/h	153.1°
15:21:36	96.328294	547.6574978	120.316966	22.585537	168.4 km/h	145.3°
15:21:44	93.682505	525.5807255	120.319159	22.582592	168.4 km/h	135.3°
15:21:50	88.660907	519.2716702	120.321136	22.580735	168.4 km/h	122.3°
15:21:58	87.041037	512.9658957	120.324136	22.578974	168.4 km/h	110.7°
15:22:03	84.611231	505.0787563	120.326172	22.578258	168.3 km/h	107.1°
15:22:09	75.917927	492.4639265	120.328599	22.577564	168.2 km/h	95.6°
15:22:23	78.941685	471.9619574	120.333892	22.577081	168.2 km/h	91.7°
15:22:30	77.645788	449.885185	120.336656	22.577006	168.1 km/h	90.4°
15:22:37	82.073434	427.8084126	120.339374	22.576987	168.1 km/h	92.7°
15:22:43	85.583153	413.6154988	120.341834	22.576881	168.1 km/h	92.0°
15:22:50	80.291577	374.1929254	120.344829	22.576783	168.0 km/h	94.2°
15:23:00	67.4946	361.5748147	120.348836	22.576512	167.8 km/h	92.1°
15:23:23	33.963283	352.1128722	120.356596	22.576248	167.6 km/h	91.3°
15:23:31	11.50108	348.9599849	120.357954	22.576219	166.7 km/h	71.6°
15:23:54	4.9676026	312.6902987	120.359212	22.576608	166.0 km/h	74.5°
15:24:10	0.3779698	304.8064402	120.359596	22.576707	165.2 km/h	317.1°
15:24:28	17.008639	265.3805859	120.359574	22.576729	165.0 km/h	89.8°
15:24:35	40.712743	244.8818976	120.360169	22.576731	164.8 km/h	91.1°
15:24:41	68.898488	241.7257295	120.361391	22.57671	164.7 km/h	92.2°
15:25:00	73.812095	241.7257295	120.367935	22.576481	164.6 km/h	100.8°
15:25:05	87.095032	241.7257295	120.369748	22.576159	164.6 km/h	121.6°
15:25:09	86.447084	246.4567008	120.371233	22.575312	164.6 km/h	131.3°
15:25:10	98.164147	254.3405593	120.371558	22.575047	164.6 km/h	141.2°

15:25:14	97.300216	276.4206125	120.37279	22.573626	164.6 km/h	148.1°
15:25:16	127.59179	281.1515838	120.373305	22.572859	164.8 km/h	154.6°
15:25:23	104.58963	637.5459522	120.375223	22.569112	164.8 km/h	168.1°
15:25:29	104.64363	706.9324373	120.37587	22.56626	164.9 km/h	174.9°
15:25:38	101.72786	793.6647236	120.376288	22.561901	164.9 km/h	183.2°
15:25:44	99.136069	815.7414959	120.376118	22.55907	164.9 km/h	196.0°
15:25:49	97.570194	806.2795534	120.375434	22.556856	165.0 km/h	208.1°
15:25:54	93.142549	814.1666927	120.374286	22.554856	165.0 km/h	224.0°
15:25:59	88.552916	820.4724672	120.372668	22.5533	165.0 km/h	239.1°
15:26:04	86.015119	839.3963523	120.370767	22.552244	165.0 km/h	253.8°
15:26:09	87.580994	840.9744364	120.368701	22.551687	165.0 km/h	268.0°
15:26:21	91.792657	788.9337523	120.363447	22.55152	165.0 km/h	275.2°
15:26:30	90.658747	760.5479246	120.359333	22.551867	165.0 km/h	279.9°
15:26:45	88.606911	751.085982	120.352634	22.55295	165.0 km/h	279.0°
15:26:55	89.146868	736.8930682	120.348258	22.553597	165.0 km/h	276.7°
15:27:15	88.174946	708.5072405	120.339402	22.554563	165.0 km/h	278.1°
15:27:33	86.717063	695.8924107	120.331544	22.555598	165.0 km/h	277.6°
15:27:45	85.529158	692.7395235	120.326383	22.556234	164.9 km/h	287.8°
15:27:54	82.829374	680.1214128	120.322717	22.557328	164.9 km/h	298.3°
15:28:02	81.209503	673.8156384	120.319799	22.558789	164.9 km/h	304.8°
15:28:10	79.427646	673.8156384	120.31713	22.56051	164.9 km/h	321.0°
15:28:16	76.61987	662.7756118	120.315629	22.562229	164.8 km/h	347.2°
15:28:21	78.563715	650.160782	120.315204	22.563964	164.8 km/h	10.0°
15:28:25	84.395248	640.6988394	120.315478	22.565402	164.8 km/h	25.8°
15:28:26	86.609071	637.5459522	120.315662	22.565755	164.8 km/h	33.8°
15:28:32	88.984881	615.465899	120.317109	22.567761	164.8 km/h	36.5°
15:28:39	91.144708	580.7742968	120.318963	22.570087	164.8 km/h	41.8°
15:28:46	90.064795	565.0032989	120.321092	22.572295	164.8 km/h	49.6°
15:28:51	90.064795	538.1955553	120.322807	22.573652	164.8 km/h	51.6°
15:28:57	86.447084	460.9252116	120.324925	22.575212	164.8 km/h	59.8°
15:29:04	80.885529	415.1935828	120.32754	22.576627	164.8 km/h	68.1°
15:29:11	70.140389	367.88387	120.330168	22.577608	164.7 km/h	81.0°
15:29:17	61.717063	317.42127	120.332248	22.577913	164.7 km/h	93.4°
15:29:24	64.902808	257.4967274	120.334406	22.577793	164.5 km/h	94.5°
15:29:37	59.233261	128.1856996	120.338612	22.577485	164.4 km/h	92.5°
15:29:45	46.436285	117.145673	120.340981	22.577388	164.2 km/h	92.4°
15:29:54	38.660907	95.06890068	120.343069	22.577307	164.0 km/h	91.7°

15:30:04	30.12959	77.7230996	120.345001	22.577255	163.7 km/h	92.1°
15:30:16	28.509719	69.83596024	120.346809	22.577194	163.4 km/h	91.6°
15:30:29	21.922246	69.83596024	120.348664	22.577147	163.1 km/h	94.6°
15:30:39	20.734341	61.95210172	120.349757	22.577066	163.0 km/h	100.2°
15:30:40	16.954644	63.53018576	120.349859	22.577049	162.7 km/h	88.2°
15:30:50	15.658747	52.49015916	120.350707	22.577074	162.5 km/h	98.3°
15:30:56	0.7559395	50.91207512	120.351172	22.577011	161.8 km/h	220.7°
15:31:16	0	47.75918788	120.351121	22.576956	76.4 km/h	172.3°



## 附錄 2 CCTV 影片抄件

時間	說明	備註
1529:00~ 1529:17	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：4 邊轉向 5 邊</li> <li>● 姿態：右轉中</li> <li>● 航向：360 轉 090</li> <li>● 高度：逐漸下降</li> </ul>	CCTV-21A
1529:17	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：對正 09 跑道 5 邊</li> <li>● 姿態：水平</li> <li>● 航向：跑道方向</li> <li>● 高度：約 300 呎<sup>3</sup></li> </ul>	CCTV-21A
1529:30	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：通過 09 跑道頭上方</li> <li>● 姿態：水平</li> <li>● 航向：跑道方向</li> <li>● 高度：約 50 呎</li> </ul>	CCTV-21A
1529:35	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：於 09 跑道上向前</li> <li>● 姿態：水平</li> <li>● 航向：跑道方向，航機前進姿態穩定</li> <li>● 高度：下降至約 20 呎</li> </ul>	CCTV-21A CCTV-35 CCTV-31
1529:35~ 1530:00	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：於 09 跑道上向前</li> <li>● 姿態：水平</li> <li>● 航向：跑道方向，航機前進姿態穩定</li> <li>● 高度：約 20 呎</li> </ul>	CCTV-21A CCTV-35 CCTV-31
1530:00	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 2,600 呎處持續前行</li> <li>● 姿態：水平、機頭開始右偏</li> <li>● 航向：跑道方向，航機前進姿態穩定</li> <li>● 高度：約 20 呎</li> </ul>	CCTV-21A CCTV-35 CCTV-31
1530:15	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 2,600 呎處持續前行</li> <li>● 姿態：水平、機頭右偏至約 120-130 度</li> <li>● 航向：跑道方向，航機前進姿態穩定</li> <li>● 高度：約 20 呎</li> </ul>	CCTV-21A CCTV-35 CCTV-31
1530:24	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 3,900 呎處持續前行</li> <li>● 姿態：水平、機頭右偏至約 140 度</li> </ul>	CCTV-21A CCTV-31

<sup>3</sup> 參考並交叉比對畫面及 GPS 資料之估計值。

	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 航向：跑道方向，航機前進姿態穩定</li> <li>● 高度：約 20 呎</li> </ul>	
1530:28	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 4,000 呎處持續前行，機首微向左擺</li> <li>● 姿態：水平、機頭右偏減少至約 130 度</li> <li>● 航向：跑道方向，航機前進姿態穩定</li> <li>● 高度：約 20 呎</li> </ul>	CCTV-21A CCTV-33 CCTV-34
1530:44~48	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 4,650 呎處持續前行</li> <li>● 姿態：水平、機頭右偏減少至約 116 度，沿跑道方向前行</li> <li>● 高度：約 20 呎</li> </ul>	CCTV-30 CCTV-21A CCTV-33 CCTV-34
1530:48~53	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 4,750 呎處，前進速度減小</li> <li>● 姿態：水平，機鼻漸漸右偏增加至約 180 度</li> <li>● 高度：約 10 呎</li> </ul>	CCTV-30 CCTV-21A CCTV-33 CCTV-34
1530:54	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 4,900 呎處、開始停滯</li> <li>● 姿態：水平、機鼻持續向右偏至約 200 度。</li> <li>● 高度：約 10 呎</li> </ul>	CCTV-30 CCTV-21A CCTV-33 CCTV-34
1530:55~1530:58	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 4,980 呎</li> <li>● 姿態：前傾約 20 度，尾珩抬起，同時機頭下沉，原地持續加速右偏至約 340 度。</li> <li>● 高度：約接近地面</li> </ul>	CCTV-30 CCTV-21A CCTV-33 CCTV-34
1530:59~1531:00	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 4,980 呎，右偏速率增加，伴隨機頭快速下沉並以鼻輪-右主輪-左主輪之順序觸地彈跳。</li> <li>● 姿態：前傾約 10 度、右坡度約 10 度、右偏至約 340 度</li> <li>● 高度：約 10 呎-觸地</li> </ul>	CCTV-30 CCTV-21A CCTV-33 CCTV-34
1531:01~1531:05	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 4,980 呎處，機身向左傾倒，左垂直安定面及主旋翼觸地，於機身左側隨主旋翼轉動切線方向產生碎屑粉塵，機身倒下後開始逆時針旋轉。</li> <li>● 姿態：左傾超過 90 度</li> <li>● 航向：約 340 度轉至約 260 度</li> <li>● 高度：0 呎</li> </ul>	CCTV-30 CCTV-21A CCTV-33 CCTV-34

1531:06	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 畫面：離 09 跑道頭約 4,980 呎處，該機呈機身向左傾倒狀態停止。</li> <li>● 姿態：左傾超過 90 度</li> <li>● 航向：約 260 度</li> <li>● 高度：0 呎</li> </ul>	CCTV-30 CCTV-21A CCTV-33 CCTV-34
---------	--	---





## 附錄 3 FAA 飛行手冊第 11 章

### ***System Malfunctions***

*By following the manufacturer's recommendations regarding operating limits and procedures and periodic maintenance and inspections, many system and equipment failures can be eliminated. Certain malfunctions or failures can be traced to some error on the part of the pilot; therefore, appropriate flying techniques and use of threat and error management may help to prevent an emergency*

### ***Antitorque System Failure***

*Antitorque failure usually falls into one of two categories. One is failure of the power drive portion of the tail rotor disk resulting in a complete loss of antitorque. The other category covers mechanical control failures prohibiting the pilot from changing or controlling tail rotor thrust even though the tail rotor may still be providing antitorque thrust.*

*Tail rotor drive system failures include driveshaft failures, tail rotor gearbox failures, or a complete loss of the tail rotor itself. In any of these cases, the loss of antitorque normally results in an immediate spinning of the helicopter's nose. The helicopter spins to the right in a counterclockwise rotor disk and to the left in a clockwise system. This discussion is for a helicopter with a counterclockwise rotor disk. The severity of the spin is proportionate to the amount of power being used and the airspeed. An antitorque failure with a high-power setting at a low airspeed results in a severe spinning to the right. At low power settings and high airspeeds, the spin is less severe. High airspeeds tend to streamline the helicopter and keep it from spinning.*

*If a tail rotor failure occurs, power must be reduced in order to reduce main rotor torque. The techniques differ depending on whether the helicopter is in flight or in a hover, but ultimately require an autorotation. If a complete tail rotor failure occurs while hovering, enter a hovering autorotation by rolling off the throttle. If the failure occurs in forward flight, enter a normal autorotation by lowering the collective and rolling off the throttle. If the helicopter has enough forward airspeed (close to cruising speed) when the failure occurs, and depending on the helicopter design, the vertical stabilizer may provide enough directional control to allow the pilot to maneuver the helicopter to a more desirable landing sight. Applying slight cyclic control opposite the direction of yaw compensates for some of the yaw. This helps in directional control, but also increases drag. Care must be taken not to lose too much forward airspeed because the streamlining effect diminishes as airspeed is reduced. Also, more altitude is required to accelerate to the correct airspeed if an autorotation is entered at a low airspeed.*

*The throttle or power lever on some helicopters is not located on the collective and readily available. Faced with the loss of antitorque, the pilot of these models may need to achieve forward flight and let the vertical fin stop the yawing rotation. With speed and altitude, the pilot will have the time to set up for an autorotative approach and set the power control to idle or off as the situation dictates. At low altitudes, the pilot may not be able to reduce the power setting and enter the autorotation before*

*impact.*

*A mechanical control failure limits or prevents control of tail rotor thrust and is usually caused by a stuck or broken control rod or cable. While the tail rotor is still producing antitorque thrust, it cannot be controlled by the pilot. The amount of antitorque depends on the position at which the controls jam or fail. Once again, the techniques differ depending on the amount of tail rotor thrust, but an autorotation is generally not required.*

*The specific manufacturer's procedures should always be followed. The following is a generalized description of procedures when more specific procedures are not provided.*

### ***Landing—Stuck Left Pedal***

*A stuck left pedal (high power setting), which might be experienced during takeoff or climb conditions, results in the left yaw of the helicopter nose when power is reduced. Rolling off the throttle and entering an autorotation only makes matters worse. The landing profile for a stuck left pedal is best described as a normal-to-steep approach angle to arrive approximately 2–3 feet landing gear height above the intended landing area as translational lift is lost. The steeper angle allows for a lower power setting during the approach and ensures that the nose remains to the right.*

*Upon reaching the intended touchdown area and at the appropriate landing gear height, increase the collective smoothly to align the nose with the landing direction and cushion the landing. A small amount of forward cyclic is helpful to stop the nose from continuing to the right and directs the aircraft forward and down to the surface. In certain wind conditions, the nose of the helicopter may remain to the left with zero to near zero groundspeed above the intended touchdown point. If the helicopter is not turning, simply lower the helicopter to the surface. If the nose of the helicopter is turning to the right and continues beyond the landing heading, roll the throttle toward flight idle, which is the amount necessary to stop the turn while landing. Flight idle is an engine rpm in flight at a given altitude with the throttle set to the minimum, or idle, position. The flight idling rpm typically increase with an increase in altitude. If the helicopter is beginning to turn left, the pilot should be able to make the landing prior to the turn rate becoming excessive. However, if the turn rate begins to increase prior to the landing, simply add power to make a go-around and return for another landing.*

### ***Landing—Stuck Neutral or Right Pedal***

*The landing profile for a stuck neutral or a stuck right pedal is a low-power approach terminating with a running or roll-on landing. The approach profile can best be described as a shallow to normal approach angle to arrive approximately 2–3 feet landing gear height above the intended landing area with a minimum airspeed for directional control. The minimum airspeed is one that keeps the nose from continuing to yaw to the right.*

*Upon reaching the intended touchdown area and at the appropriate landing gear height, reduce the*

*throttle as necessary to overcome the yaw effect if the nose of the helicopter remains to the right of the landing heading. The amount of throttle reduction will vary based on power applied and winds. The higher the power setting used to cushion the landing, the more the throttle reduction will be. A coordinated throttle reduction and increased collective will result in a very smooth touchdown with some forward groundspeed. If the nose of the helicopter is to the left of the landing heading, a slight increase in collective or aft cyclic may be used to align the nose for touchdown. The decision to land or go around has to be made prior to any throttle reduction. Using airspeeds slightly above translational lift may be helpful to ensure that the nose does not continue yawing to the right. If a go-around is required, increasing the collective too much or too rapidly with airspeeds below translational lift may cause a rapid spinning to the right.*

*Once the helicopter has landed and is sliding/rolling to a stop, the heading can be controlled with a combination of collective, cyclic and throttle. To turn the nose to the right, raise the collective or apply aft cyclic. The throttle may be increased as well if it is not in the full open position. To turn the nose to the left, lower the collective or apply forward cyclic. The throttle may be decreased as well if it is not already at flight idle.*

### ***Loss of Tail Rotor Effectiveness (LTE)***

*Loss of tail rotor effectiveness (LTE) or an unanticipated yaw is defined as an uncommanded, rapid yaw towards the advancing blade which does not subside of its own accord. It can result in the loss of the aircraft if left unchecked. It is very important for pilots to understand that LTE is caused by an aerodynamic interaction between the main rotor and tail rotor and not caused from a mechanical failure. Some helicopter types are more likely to encounter LTE due to the normal certification thrust produced by having a tail rotor that, although meeting certification standards, is not always able to produce the additional thrust demanded by the pilot.*

*A helicopter is a collection of compromises. Compare the size of an airplane propeller to that of a tail rotor. Then, consider the horsepower required to run the propeller. For example, a Cessna 172P is equipped with a 160-horsepower (HP) engine. A Robinson R-44 with a comparably sized tail rotor is rated for a maximum of 245 HP. If you assume the tail rotor consumes 50 HP, only 195 HP remains to drive the main rotor. If the pilot were to apply enough collective to require 215 HP from the engine, and enough left pedal to require 50 HP for the tail rotor, the resulting engine overload would lead to one of two outcomes: slow down (reduction in rpm) or premature failure. In either outcome, antitorque would be insufficient and total lift might be less than needed to remain airborne.*

*Every helicopter design requires some type of antitorque system to counteract main rotor torque and prevent spinning once the helicopter lifts off the ground. A helicopter is heavy, and the powerplant places a high demand on fuel. Weight penalizes performance, but all helicopters must have an antitorque system, which adds weight. Therefore, the tail rotor is certified for normal flight conditions.*

*Environmental forces can overwhelm any aircraft, rendering the inherently unstable helicopter especially vulnerable.*

*As with any aerodynamic condition, it is very important for pilots to not only to understand the definition of LTE, but more importantly, how and why it happens, how to avoid it, and lastly, how to correct it once it is encountered. We must first understand the capabilities of the aircraft or even better what it is not capable of doing. For example, if you were flying a helicopter with a maximum gross weight of 5,200 lb, would you knowingly try to take on fuel, baggage and passengers causing the weight to be 5,500 lb? A wise professional pilot should not ever exceed the certificated maximum gross weight or performance flight weight for any aircraft. The manuals are written for safety and reliability. The limitations and emergency procedures are stressed because lapses in procedures or exceeding limitations can result in aircraft damage or human fatalities. At the very least, exceeding limitations will increase the costs of maintenance and ownership of any aircraft and especially helicopters.*

*Overloaded parts may fail before their designed lifetime. There are no extra parts in helicopters. The respect and discipline pilots exercise in following flight manuals should also be applied to understanding aerodynamic conditions. If flight envelopes are exceeded, the end results can be catastrophic.*

*LTE is an aerodynamic condition and is the result of a control margin deficiency in the tail rotor. It can affect all single-rotor helicopters that utilize a tail rotor. The design of main and tail rotor blades and the tail boom assembly can affect the characteristics and susceptibility of LTE but will not nullify the phenomenon entirely. Translational lift is obtained by any amount of clean air through the main rotor disk. Chapter 2, Aerodynamics of Flight, discusses translational lift with respect to the main rotor blade, explaining that the more clean air there is going through the rotor disk, the more efficient it becomes. The same holds true for the tail rotor. As the tail rotor works in less turbulent air, it reaches a point of translational thrust. At this point, the tail rotor becomes aerodynamically efficient and the improved efficiency produces more antitorque thrust. The pilot can determine when the tail rotor has reached translational thrust. As more antitorque thrust is produced, the nose of the helicopter yaws to the left (opposite direction of the tail rotor thrust), forcing the pilot to correct with right pedal application (actually decreasing the left pedal). This, in turn, decreases the AOA in the tail rotor blades. Pilots should be aware of the characteristics of the helicopter they fly and be particularly aware of the amount of tail rotor pedal typically required for different flight conditions.*

*LTE is a condition that occurs when the flow of air through a tail rotor is altered in some way, by altering the angle or speed at which the air passes through the rotating blades of the tail rotor disk. As discussed in the previous paragraph, an effective tail rotor relies on a stable and relatively undisturbed airflow in order to provide a steady and constant antitorque reaction. The pitch and AOA of the individual blades will determine the thrust. A change to either of these alters the amount of thrust generated. A pilot's yaw pedal input causes a thrust reaction from the tail rotor. Altering the amount of*

*thrust delivered for the same yaw input creates an imbalance. Taking this imbalance to the extreme will result in the loss of effective control in the yawing plane, and LTE will occur.*

*This alteration of tail rotor thrust can be affected by numerous external factors. The main factors contributing to LTE are:*

*1. Airflow and downdraft generated by the main rotor blades interfering with the airflow entering the tail rotor assembly.*

*2. Main blade vortices developed at the main blade tips entering the tail rotor disk.*

*3. Turbulence and other natural phenomena affecting the airflow surrounding the tail rotor.*

*4. A high-power setting, hence large main rotor pitch angle, induces considerable main rotor blade downwash and hence more turbulence than when the helicopter is in a low power condition.*

*5. A slow forward airspeed, typically at speeds where translational lift and translational thrust are in the process of change and airflow around the tail rotor will vary in direction and speed.*

*6. The airflow relative to the helicopter;*

*a. Worst case—relative wind within  $\pm 15^\circ$  of the 10 o'clock position, generating vortices that can blow directly into the tail rotor. This is dictated by the characteristics of the helicopters aerodynamics of tailboom position, tail rotor size and position relative to the main rotor and vertical stabilizer, size and shape. [Figure 11-9]*

*b. Weathercock stability—tailwinds from  $120^\circ$  to  $240^\circ$  [Figure 11-10], such as left crosswinds, causing high pilot workload.*

*c. Tail rotor vortex ring state ( $210^\circ$  to  $330^\circ$ ). [Figure 11-11] Winds within this region will result in the development of the vortex ring state of the tail rotor.*

*7. Combinations (a, b, c) of these factors in a particular situation can easily require more antitorque than the helicopter can generate and in a particular environment LTE can be the result.*

*Certain flight activities lend themselves to being at higher risk of LTE than others. For example, power line and pipeline patrol sectors, low speed aerial filming/photography as well as in the Police and Helicopter Emergency Medical Services (EMS) environments can find themselves in low-and-slow situations over geographical areas where the exact wind speed and direction are hard to determine. Unfortunately, the aerodynamic conditions that a helicopter is susceptible to are not explainable in black and white terms. LTE is no exception. There are a number of contributing factors, but what is more important in preventing LTE is to note them, and then to associate them with situations that should be avoided. Whenever possible, pilots should learn to avoid the following combinations:*

1. *Low and slow flight outside of ground effect.*
2. *Winds from  $\pm 15^\circ$  of the 10 o'clock position and probably on around to 5 o'clock position [Figure 11-9]*
3. *Tailwinds that may alter the onset of translational lift and translational thrust, and hence induce high power demands and demand more anti-torque (left pedal) than the tail rotor can produce.*
4. *Low speed downwind turns.*
5. *Large changes of power at low airspeeds.*
6. *Low speed flight in the proximity of physical obstructions that may alter a smooth airflow to both the main rotor and tail rotor.*

*Pilots who put themselves in situations where the combinations above occur should know that they are likely to encounter LTE. The key is not to put the helicopter in a compromising condition, while at the same time being educated enough to recognize the onset of LTE and being prepared to react quickly to it before the helicopter cannot be controlled.*

*Early detection of LTE, followed by the immediate flight control application of corrective action, applying forward cyclic to regain airspeed, applying right pedal not left as necessary to maintain rotor rpm, and reducing the collective (thus reducing the high-power demand on the tail rotor), is the key to a safe recovery. Pilots should always set themselves up when conducting any maneuver to have enough height and space available to recover in the event they encounter an aerodynamic situation such as LTE.*

*Understanding the aerodynamic phenomenon of LTE is by far the most important factor in preventing an LTE-related accident, and maintaining the ability and option either to go around if making an approach or pull out of a maneuver safely and re-plan, is always the safest option. Having the ability to fly away from a situation and re-think the possible options should always be part of a pilot's planning process in all phases of flight. Unfortunately, there have been many pilots who have idled a good engine and fully functioning tail rotor disk and autorotated a perfectly airworthy helicopter to the crash site because they misunderstood or misperceived both the limitations of the helicopter and the aerodynamic situation.*

### ***Main Rotor Disk Interference (285–315°)***

*Refer to Figure 11-9. Winds at velocities of 10–30 knots from the left front cause the main rotor vortex to be blown into the tail rotor by the relative wind. This main rotor disk vortex causes the tail rotor to operate in an extremely turbulent environment. During a right turn, the tail rotor experiences a reduction of thrust as it comes into the area of the main rotor disk vortex. The reduction in tail rotor thrust comes from the airflow changes experienced at the tail rotor as the main rotor disk vortex moves*

across the tail rotor disk.

The effect of the main rotor disk vortex initially increases the AOA of the tail rotor blades, thus increasing tail rotor thrust. The increase in the AOA requires that right pedal pressure be added to reduce tail rotor thrust in order to maintain the same rate of turn. As the main rotor vortex passes the tail rotor, the tail rotor AOA is reduced. The reduction in the AOA causes a reduction in thrust and right yaw acceleration begins. This acceleration can be surprising, since previously adding right pedal to maintain the right turn rate. This thrust reduction occurs suddenly, and if uncorrected, develops into an uncontrollable rapid rotation about the mast. When operating within this region, be aware that the reduction in tail rotor thrust can happen quite suddenly, and be prepared to react quickly to counter this reduction with additional left pedal input.

### ***Weathercock Stability (120–240°)***

In this region, the helicopter attempts to weathervane, or weathercock, its nose into the relative wind. [Figure 11-10] Unless a resisting pedal input is made, the helicopter starts a slow, uncommanded turn either to the right or left, depending upon the wind direction. If the pilot allows a right yaw rate to develop and the tail of the helicopter moves into this region, the yaw rate can accelerate rapidly. In order to avoid the onset of LTE in this downwind condition, it is imperative to maintain positive control of the yaw rate and devote full attention to flying the helicopter.

### ***Tail Rotor Vortex Ring State (210–330°)***

Winds within this region cause a tail rotor vortex ring state to develop. [Figure 11-11] The result is a nonuniform, unsteady flow into the tail rotor. The vortex ring state causes tail rotor thrust variations, which result in yaw deviations. The net effect of the unsteady flow is an oscillation of tail rotor thrust. Rapid and continuous pedal movements are necessary to compensate for the rapid changes in tail rotor thrust when hovering in a left crosswind. Maintaining a precise heading in this region is difficult, but this characteristic presents no significant problem unless corrective action is delayed. However, high pedal workload, lack of concentration, and overcontrolling can lead to LTE.

When the tail rotor thrust being generated is less than the thrust required, the helicopter yaws to the right. When hovering in left crosswinds, concentrate on smooth pedal coordination and do not allow an uncommanded right yaw to develop. If a right yaw rate is allowed to build, the helicopter can rotate into the wind azimuth region where weathercock stability then accelerates the right turn rate. Pilot workload during a tail rotor vortex ring state is high. Do not allow a right yaw rate to increase.

### ***LTE at Altitude***

At higher altitudes where the air is thinner, tail rotor thrust and efficiency are reduced. Because of the high-density altitude, powerplants may be much slower to respond to power changes. When operating at high altitudes and high gross weights, especially while hovering, the tail rotor thrust may not be

sufficient to maintain directional control, and LTE can occur. In this case, the hovering ceiling is limited by tail rotor thrust and not necessarily power available. In these conditions, gross weights need to be reduced and/or operations need to be limited to lower density altitudes. This may not be noted as criteria on the performance charts.

### ***Reducing the Onset of LTE***

*To help reduce the onset of LTE, follow these steps:*

- 1. Maintain maximum power-on rotor rpm. If the main rotor rpm is allowed to decrease, the antitorque thrust available is decreased proportionally.*
- 2. Avoid tailwinds below airspeeds of 30 knots. If loss of translational lift occurs, it results in an increased power demand and additional antitorque pressures.*
- 3. Avoid OGE operations and high-power demand situations below airspeeds of 30 knots at low altitudes.*
- 4. Be especially aware of wind direction and velocity when hovering in winds of about 8–12 knots. A loss of translational lift results in an unexpected high power demand and an increased antitorque requirement.*
- 5. Be aware that if a considerable amount of left pedal is being maintained, a sufficient amount of left pedal may not be available to counteract an unanticipated right yaw.*
- 6. Be alert to changing wind conditions, which may be experienced when flying along ridge lines and around buildings.*
- 7. Execute right turns slowly. This limits the effects of rotating inertia, and decreases loading on the tailrotor to control yawing.*

### ***Recovery Technique (Uncontrolled Right Yaw)***

*If a sudden unanticipated right yaw occurs, the following recovery technique should be performed. Apply full left pedal. Simultaneously, apply forward cyclic control to increase speed. If altitude permits, reduce power. As recovery is affected, adjust controls for normal forward flight. A recovery path must always be planned, especially when terminating to an OGE hover and executed immediately if an uncommanded yaw is evident.*

*Collective pitch reduction aids in arresting the yaw rate but may cause an excessive rate of descent. Any large, rapid increase in collective to prevent ground or obstacle contact may further increase the yaw rate and decrease rotor rpm. The decision to reduce collective must be based on the pilot's assessment of the altitude available for recovery.*



If the rotation cannot be stopped and ground contact is imminent, an autorotation may be the best course of action. Maintain full left pedal until the rotation stops, then adjust to maintain heading. For more information on LTE, see Advisory Circular (AC) 90-95, Unanticipated Right Yaw in Helicopters.

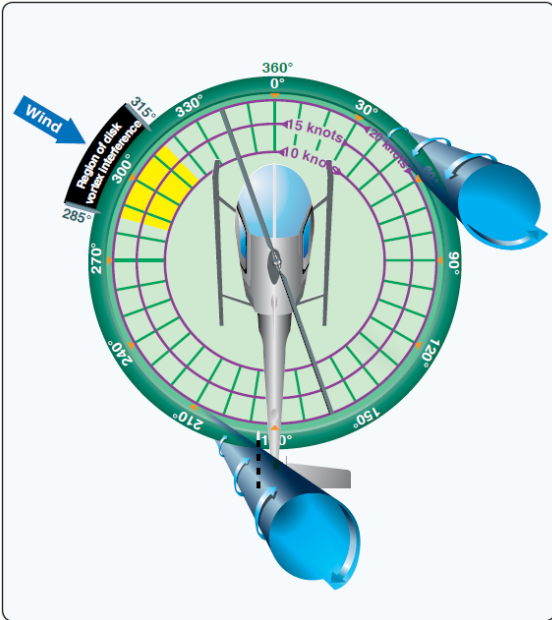


Figure 11-9. Main rotor disk vortex interference.

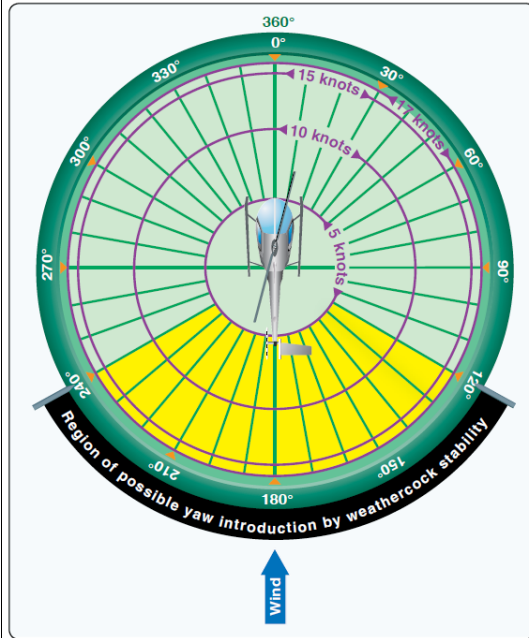


Figure 11-10. Weathercock stability.