



飛航事故調查報告

ASC-AOR-17-04-001

中華民國105年3月11日

內政部空中勤務總隊

空中巴士直昇機AS365 N3型機

編號NA-107

於新北市石門區外海執行人員吊掛時墜海

飛
安

飛航事故調查報告

ASC-AOR-17-04-001

中華民國 105 年 3 月 11 日

內政部空中勤務總隊

空中巴士直昇機 AS365 N3 型機

編號 NA-107

於新北市石門區外海執行人員吊掛時墜海

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 105 年 3 月 11 日，內政部空中勤務總隊一架空中巴士 AS365 N3 型直昇機，編號 NA-107，機上載有正、副駕駛員、機工長各一員，海巡特勤隊員 2 員，共計 5 員，由正駕駛員擔任操控駕駛員，副駕駛員擔任監控駕駛員，由松山機場起飛前往位於新北市石門地區海岸之德翔台北貨輪擱淺處，執行 6 名油污探勘人員之載運任務。該機於接近貨輪準備進行人員吊掛時，墜毀於該擱淺貨輪船身左側之海面上（北緯 25° 18'5.80"、東經 121° 34'33.02"），直昇機全毀，正駕駛員及一名海巡特勤隊員死亡，副駕駛員、機工長及另一名海巡特勤隊員重傷。

事故當日該機於 1045 時順利完成共 6 人之首次載運後，返回松山機場。飛航組員於中午提前接獲執行人員接返任務命令後，於 1237 時執行任務提示，並於提示後決定該次任務使用吊環執行人員吊掛，以每次吊掛 1 人，每批 2 次吊掛方式執行任務。該機於到達擱淺貨輪上空後，以順時鐘方向繞行貨輪完成環境偵查，開始由南往北接近貨輪甲板，並由機工長開始下放海巡特勤隊員執行吊掛任務。依據副駕駛員訪談紀錄，航機接近貨輪過程海巡特勤隊員已出艙，全球衛星定位系統資訊顯示於 1317:44 時，航機開始向左偏轉，在航機左偏前，正駕駛員曾說：「任務放棄、任務放棄」，4 秒後（1317:48 時）航機偏轉加劇。依副駕駛員訪談航機快速左甩後接著感覺飛機上下左右震動，並聽到正駕駛員說「飛機怎麼了」。航機於加速旋轉過程中，艙外執行吊掛任務之海巡特勤隊員因航機旋轉及飛機姿態變化，受巨大離心力而上拋，遭主旋翼撞擊後墜海。該機於 1317:59 時以機頭約朝東之右傾姿態，墜落於貨輪船首左側海面上。

本調查報告指出多項與事故可能肇因、風險及其他有關之調查發現，事故發生後，航空器製造廠並已採取另發服務通告之改善措施。

依據中華民國飛航事故調查法第 6 條及國際民航公約第 13 號附約相關內容，

飛安會為負責本次飛航事故調查之獨立機關。受邀參與本次調查之機關（構）包括：法國航空器失事調查局、空中巴士直昇機公司、行政院海岸巡防署、內政部空中勤務總隊。

本事故「調查報告草案」於 105 年 9 月完成，依程序於 105 年 10 月 25 日經飛安會第 50 次委員會議初審修正後函送相關機關（構）提供意見；經彙整相關意見後，於 106 年 3 月 28 日經飛安會第 55 次委員會議審議通過後發布調查報告。

本事故調查經綜合事實資料及分析結果，獲得之調查發現共計 20 項，改善建議共計 14 項，法國空中巴士直昇機公司已完成或進行中之改善措施計 1 項，如下所述。

壹、調查發現

與可能肇因有關之調查發現

1. 證據顯示空中巴士直昇機公司維修人員依 Alert Service Bulletin AS365-05.00.61R4 之 3.B.4 執行軸承檢查，間隙值皆在標準值內，未能偵測到尾旋翼齒輪箱控制軸承磨損，另維修人員依 3.B.6 執行手動敏感性量測時，端視維修人員的判斷而定，易受主觀因素影響，如有異常較不易發現。
2. 軸承因持續磨損，螺帽側內環擋肩被刮除，造成螺帽內環及外環完全脫離，駕駛員因尾旋翼控制軸承變矩功能失效無法控制航機方向，該機於低空、大馬力狀態下，主旋翼撞擊損壞，飛航組員已無法依手冊執行相關緊急程序之操作而完全失去控制墜海。

與風險有關之調查發現

1. 空中巴士直昇機公司維修人員已依 Alert Service Bulletin AS365-05.00.61R4 之 3.B.4 及 3.B.6 執行量測，未能偵測到尾旋翼齒輪箱控制軸承磨損，顯示 Alert

Service Bulletin AS365-05.00.61R4 有效性不足。

2. 空中巴士直昇機公司於事故機磁性堵頭定檢維修作業有 1 次超過 50 落地次數定檢期限，顯示空中巴士直昇機公司未能確實依委商之機隊管理執行定檢控管。
3. 空中勤務總隊於事故機飛機資料及勤務紀錄表之使用次數欄，有 3 次超過 50 落地次數定檢期限，顯示空中勤務總隊空勤組員未能依手冊落實執行查察下次檢查到期欄內之飛機時間及落地次數，並比對飛機時間欄及落地次數欄，據以控制任務飛行時間及落地次數。
4. 事故機 2 具發動機軸承滑油進油管及通氣管接頭均無滑動標記，顯示空中巴士直昇機公司維修員未能確實執行飛行前後之發動機艙檢查，不符維修品質標準，維修人員之專業及維修紀律待加強；另空中勤務總隊空勤組員亦未能確實執行飛行前後之發動機艙檢查，且持續追蹤與執行前期之相關飛安改善建議。
5. 空中勤務總隊無飛航組員模擬機定期訓練之規定，以及受訓練經費限制等因素，事故前 AS365 飛行員模擬機訓練不足。
6. 空中勤務總隊相關手冊內容無放棄任務之溝通方式及任務分配之標準程序，影響緊急情況之處置及飛航安全；另現行炸斷鋼索之規範尚未納入不同緊急狀況之情境、原則、時機及權責人員。
7. 事故機之駕駛員穿著非空中勤務總隊程序規定之標準救生衣，留置機上搜救人員未穿著救生衣。
8. 空中巴士直昇機公司曾陸續發布多份有關之尾旋翼故障相關之警告技術通報，惟空中勤務總隊相關之討論會議並無航務相關人員參與，亦無書面會辦航務組之紀錄。

其他調查發現

1. 事故機空勤組員飛航資格符合現行空勤總隊航務管理之規定，事故前 72 小時之

休息及活動正常，無證據顯示飛航組員於飛航中曾受任何藥物及酒精影響，航機之載重平衡在限制範圍內。

2. 東北風流經貨櫃輪產生的亂流可能未影響到事故機周圍流場，風及航機之負載狀況應在航機安全操作範圍內。
3. 因事故機旋轉之離心力及高度下降，造成鋼索角度增加，加上鋼索及人員回收不及，海巡特勤隊員因此撞擊主旋翼。
4. 以目前所獲事證，未能研判航機於開始產生偏轉前正駕駛員曾呼叫放棄任務之原因。
5. 空中勤務總隊相關手冊無不同吊掛方式之操作程序，不利任務之執行；於遭遇緊急狀況時，海上逃生訓練課程未能讓直昇機共勤人員熟習使用逃生艇及其求生設備的功能。
6. 空中勤務總隊具備技術文件之管理程序，但對負責適航指令相關工作人員之訓練無標準規範。
7. 殘骸檢視及參考頻譜解讀資訊，顯示該發動機於事故時正常運轉，該機主旋翼特徵頻率穩定且動力輸出正常。墜海前 6 秒尾旋翼特徵頻率下降。
8. 搜救機艦並未落實現場指揮官指派原則；未使用相同通訊頻率；直接通聯未果時，亦未各自通知所屬勤務指揮中心實施間接聯繫，影響現場搜救指揮及協同合作效能。
9. 海岸巡防署搜救艦艇之船側攀爬網適合仍有體力之待救者，對已幾近失能的待救者較難適用。
10. 目前我國並無法規要求公務航空器必須裝置任一紀錄器。AS365 型機未裝置座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器，致無法獲得事故之航機系統狀態及組員通話等資料。經向航空器製造商查證，AS365 N1/N2/N3 型機可以安裝固態式飛航紀

錄器。

貳、改善建議

致內政部空中勤務總隊

1. 加強維修專業及維修紀律，確保飛行前後之發動機艙檢查符合維修品質標準，並建立對發現之安全缺失改正之追蹤機制。(ASC-ASR-17-04-001)
2. 檢視飛航組員手冊中控制任務飛行時間及落地次數相關指令，並配合空中巴士直昇機東南亞有限公司修護管制人員，以保守及提前管制方式執行定檢期限控管，以加強定檢期限控管。(ASC-ASR-17-04-002)
3. 依據原廠空中巴士直昇機公司所訂之航機操作手冊、程序、檢查表，配合需求，在不違背相關法規原則下，針對空中勤務總隊任務特性，審視或編修制定空中勤務總隊專屬之 AS365 型機操作手冊，並考量將模擬機訓練納入年度訓練之必要課目。(ASC-ASR-17-04-003)
4. 於相關手冊中，訂定放棄任務之溝通方式及任務分配之標準程序、執行任務之程序、操作技巧、要領及使用原則，及不同吊掛方式之操作程序。(ASC-ASR-17-04-004)
5. 強化程序中有關炸斷鋼索之情境、原則、時機及權責人員之內容，並落實於訓練，俾利人員於緊急狀況時有所依循應變。(ASC-ASR-17-04-005)
6. 檢視人員於執行海上救援任務時穿著救生衣之相關規定並予標準化及落實勤前檢查，以確保緊急狀況時得藉以求生。(ASC-ASR-17-04-006)
7. 強化海上逃生訓練，使直昇機共勤人員熟習使用逃生艇及其求生設備的功能，俾利人員於遭遇緊急狀況時，有效利用有限資源，爭取提高乘員之生還機率。(ASC-ASR-17-04-007)

8. 重新檢視及落實搜救聯合作業現場指揮官指派及共同通訊頻率程序，改善現場搜救指揮及協同合作效能。(ASC-ASR-17-04-008)
9. 整體評估各機隊裝置飛航紀錄器或簡式飛航紀錄器的必要性；重新檢視公務航空器的飛行風險評估及監控的方法，積極地應用機載紀錄資料。(ASC-ASR-17-04-009)
10. 檢視所有搜救機是否均具備追尋緊急定位發報器發射訊號之儀器，俾利於快速搜尋及精確定位事故航機，使符合國際民航組織第 12 號附約要求。(ASC-ASR-17-04-010)

致行政院海岸巡防署

1. 檢視人員於執行海上救援任務時穿著救生衣之相關規定並落實勤前檢查，以確保緊急狀況時得藉以求生。(ASC-ASR-17-04-011)
2. 重新檢視及落實搜救聯合作業現場指揮官指派及共同通訊頻率程序，改善現場搜救指揮及協同合作效能。(ASC-ASR-17-04-012)
3. 強化救援設備，針對海中幾近失能的待救者，提供較有效之救援功能。(ASC-ASR-17-04-013)

致空中巴士直昇機東南亞有限公司

1. 加強人員專業及維修紀律，使定檢期限控管、飛行前後之發動機艙檢查等，符合空中勤務總隊委商維修之施行之標準。(ASC-ASR-17-04-014)

參、已完成或進行之改善措施

法國空中巴士直昇機公司

製造廠法國空中巴士直昇機公司於本事故後，於 2016 年 5 月 4 日發布之 Alert

Service Bulletin AS365-01.00.67 R1，要求操作人如未執行最後改裝者，須於 350 飛時屆期更換新型尾旋翼齒輪箱變矩軸承。對於尚未執行變矩軸承換新者，每 55 飛時屆期前以拆下並用手推拉控制軸/桿方式取代尺碼測量，以更嚴謹之方式執行雙軸承間隙檢查。

本頁空白

目 錄

摘要報告.....	I
目錄.....	IX
表目錄.....	XV
圖目錄.....	XVII
英文縮寫對照簡表.....	XXI
第一章 事實資料.....	1
1.1 飛航經過.....	1
1.2 人員傷害.....	5
1.3 航空器損害.....	5
1.4 其他損害情況.....	5
1.5 人員資料.....	6
1.5.1 駕駛員經歷.....	6
1.5.1.1 正駕駛員.....	6
1.5.1.2 副駕駛員.....	7
1.5.1.3 機工長.....	8
1.5.2 駕駛員事故前 72 小時活動.....	8
1.6 航空器資料.....	10
1.6.1 航空器與發動機基本資料.....	10
1.6.2 維修相關紀錄.....	11
1.6.2.1 尾旋翼齒輪箱使用時數.....	11
1.6.2.2 警告技術通報.....	12
1.6.2.3 尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查.....	13
1.6.2.4 滑油分光及尾旋翼振動檢查報告.....	20
1.6.2.5 發動機艙管路接頭檢查.....	20
1.6.3 尾旋翼系統.....	22

1.6.3.1	尾旋翼操縱系統.....	22
1.6.3.2	尾旋翼驅動系統.....	22
1.6.4	載重與平衡.....	26
1.7	天氣資料.....	26
1.7.1	天氣概述.....	26
1.7.2	地面天氣觀測.....	29
1.8	助、導航設施.....	31
1.9	通信.....	31
1.10	場站資料.....	31
1.11	飛航紀錄器.....	31
1.11.1	航管雷達資料.....	31
1.11.2	機載外掛 GPS 接收機資料.....	32
1.11.3	影像資料.....	35
1.12	航空器殘骸與撞擊資料.....	42
1.12.1	殘骸分布.....	42
1.12.2	殘骸打撈.....	45
1.12.2.1	主殘骸打撈.....	45
1.12.2.2	尾旋翼及尾齒輪箱打撈.....	45
1.12.3	殘骸檢視.....	49
1.12.3.1	機體.....	49
1.12.3.2	駕駛艙.....	52
1.12.3.3	主旋翼機構.....	52
1.12.3.4	傳動機構.....	53
1.12.3.5	尾旋翼齒輪箱.....	54
1.12.3.6	發動機.....	58
1.13	醫療與病理.....	61

1.14	火災.....	61
1.15	生還因素.....	61
1.15.1	任務執行及緊急逃生.....	61
1.15.1.1	行前裝備檢查.....	61
1.15.1.2	任務執行.....	62
1.15.1.3	緊急逃生.....	63
1.15.2	救援.....	63
1.15.2.1	通報.....	64
1.15.2.2	派遣.....	64
1.15.2.3	救援行動.....	64
1.15.3	生還相關裝備及程序.....	67
1.15.3.1	救援吊掛系統.....	67
1.15.3.2	炸斷鋼索時機.....	68
1.15.3.3	緊急浮筒使用.....	70
1.15.3.4	求生訓練.....	72
1.15.3.5	救生衣.....	72
1.15.3.6	救生艇.....	73
1.15.3.7	海空救援指揮及聯繫.....	74
1.15.3.8	緊急定位發報器追尋裝置.....	74
1.16	測試與研究.....	75
1.16.1	尾旋翼齒輪箱檢測.....	75
1.16.1.1	齒輪箱拆解與清洗.....	75
1.16.1.2	尾旋翼變矩控制軸.....	77
1.16.1.3	拆解尾旋翼變矩軸承與觀察.....	80
1.16.1.4	滾珠軸承微觀觀察.....	82
1.16.1.5	滾珠軸承材料試驗.....	85

1.16.1.6	軸承螺帽/鎖緊墊圈.....	85
1.16.1.7	尾旋翼齒輪箱檢測.....	86
1.16.2	頻譜解讀.....	87
1.16.3	事故機之航向及偏航角速率.....	91
1.16.4	事故機之周圍流場模擬.....	94
1.17	組織與管理.....	94
1.17.1	空勤總隊組織概況.....	94
1.17.2	飛航組員教育與訓練.....	96
1.17.2.1	AS365 型機模擬機訓練.....	96
1.17.2.2	尾旋翼故障相關訓練與資訊.....	97
1.17.2.3	尾旋翼效能喪失相關訓練與資訊.....	98
1.17.3	過去飛航事故調查發現之改善成效.....	100
1.17.3.1	AP018 飛航事故調查發現.....	100
1.17.3.2	飛安監理會稽查紀錄.....	100
1.17.4	飛航相關文件.....	101
1.17.4.1	航務管理手冊.....	101
1.17.4.2	原廠操作手冊.....	105
1.17.4.3	維護能力手冊.....	112
1.18	其他資料.....	113
1.18.1	訪談紀錄摘要.....	113
1.18.1.1	事故副駕駛員.....	113
1.18.1.2	其他飛行員.....	116
1.18.1.3	航務主管.....	117
1.18.1.4	機務相關人員.....	117
1.18.2	AS365 機隊管理暨委商維修案招標規範.....	119
1.18.3	飛航紀錄器相關法規.....	120

1.18.4	製造廠於事故前/後發布之服務通告	121
1.18.5	事故發生順序	122
1.18.6	空直專案管理手冊	123
第二章	分析	125
2.1	概述	125
2.2	維修分析	125
2.2.1	發動機運轉	125
2.2.2	尾旋翼故障	125
2.2.3	關於 ASB 改善尾旋翼故障之有效性	129
2.2.4	定檢期限控管	130
2.2.5	技術文件傳遞	132
2.2.6	發動機艙檢查作業	132
2.2.7	安全缺失之改善與追蹤	133
2.2.8	製造廠對於尾旋翼故障之改善作為	133
2.3	飛航操作	134
2.3.1	天氣及航機性能	134
2.3.2	任務整備	135
2.3.3	飛航組員操作	136
2.3.4	AS365 定期模擬機訓練	137
2.3.5	尾旋翼相關學科訓練	139
2.3.6	操作手冊完整性	140
2.4	公務航空器裝置飛航紀錄器議題	141
2.5	生還因素分析	142
2.5.1	吊掛人員回收	143
2.5.2	炸斷吊掛鋼索機制	143
2.5.3	逃生設備規範及訓練	144

2.5.4	現場搜救指揮及聯繫.....	145
2.5.5	搜索裝備及救援方式.....	147
第三章	結論.....	149
3.1	與可能肇因有關之調查發現.....	149
3.2	與風險有關之調查發現.....	150
3.3	其它發現.....	151
第四章	改善建議.....	153
4.1	改善建議.....	153
4.2	已完成或進行中之改善措施.....	154
附錄一	影像量測高度及參數對照.....	155
附錄二	BEA 提供之 SKF 軸承公司檢測報告.....	159
附錄三	BEA 提供之空中巴士直昇機公司檢測報告.....	171
附錄四	貨櫃輪與直昇機周圍流場模擬.....	195
附錄五	空中運輸-救(勘)災人、裝備、物資運送程序.....	201
附錄六	歐盟 EASA 涉及安裝飛航紀錄器規範.....	205

表目錄

表 1.2-1	傷亡統計表.....	5
表 1.5-1	飛航組員基本資料表.....	6
表 1.6-1	航空器基本資料.....	10
表 1.6-2	發動機基本資料.....	11
表 1.6-3	尾旋翼齒輪箱使用時數及使用次數表.....	11
表 1.6-4	尾旋翼齒輪箱變矩軸承檢查時數.....	12
表 1.6-5	尾旋翼齒輪箱變矩軸承檢查之數值及間隙.....	13
表 1.6-6	尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查之使用時數及落地次數.....	14
表 1.6-7	載重平衡表.....	26
表 1.7-1	臺灣電力公司風力計/溫度計於 1318 時之觀測紀錄.....	30
表 1.16-1	事故發生期間之相關參數及特徵頻率之變化表.....	91
表 1.18-1	事故發生順序.....	122

本頁空白

圖目錄

圖 1.1-1	事故機墜落位置圖.....	1
圖 1.1-2	事故現場飛航軌跡圖.....	4
圖 1.1-3	事故機吊掛航線圖.....	5
圖 1.6-1	2015 年 9 月 18 日尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查工單.....	15
圖 1.6-2	2015 年 9 月 19 日每日狀況表.....	15
圖 1.6-3	2015 年 9 月 20 日 25 小時磁性堵頭檢查.....	16
圖 1.6-4	飛機資料及勤務紀錄表 (一)	17
圖 1.6-5	飛機資料及勤務紀錄表 (二)	18
圖 1.6-6	飛機資料及勤務紀錄表 (三)	19
圖 1.6-7	執行止滑標誌程序 (一)	21
圖 1.6-8	執行止滑標誌程序 (二)	21
圖 1.6-9	尾旋翼操縱系統.....	22
圖 1.6-10	尾旋翼驅動系統示意圖.....	23
圖 1.6-11	尾旋翼傳動軸機構圖.....	23
圖 1.6-12	傳動軸與尾旋翼齒輪箱示意圖.....	24
圖 1.6-13	尾旋翼齒輪箱機構圖.....	25
圖 1.7-1	1400 時亞洲地面天氣分析圖.....	27
圖 1.7-2	1130 時紅外線衛星雲圖.....	27
圖 1.7-3	1320 時都卜勒氣象雷達回波圖.....	28
圖 1.7-4	有效時間至 1400 時之低層顯著天氣圖.....	28
圖 1.7-5	中央氣象局及臺灣電力公司之氣象觀測設施設置地點.....	29
圖 1.7-6	核一廠瞬時風速紀錄.....	30
圖 1.7-7	核一廠瞬時風向紀錄.....	30
圖 1.11-1	雷達軌跡圖.....	32
圖 1.11-2	事故機 GPS 航跡與衛星影像套疊圖.....	33

圖 1.11-3	事故機最後 4 分鐘 GPS 航跡與衛星影像套疊圖	34
圖 1.11-4	航機墜落海面前軌跡圖	35
圖 1.11-5	落水時影像及姿態示意圖	42
圖 1.12-1	事故機之殘骸分布圖	43
圖 1.12-2	事故機機身主殘骸外觀圖	43
圖 1.12-3	事故機機身主殘骸與海岸西側之殘骸碎片分布圖	44
圖 1.12-4	事故當日 NA-516 執行救援錄影擷取畫面	44
圖 1.12-5	主殘骸撈起、運送及暫存	45
圖 1.12-6	第一階段潛水員搜尋作業區	46
圖 1.12-7	自強公司規劃搜尋區域及疑似殘骸位置	47
圖 1.12-8	銓日儀公司規劃搜尋區域及搜尋覆蓋範圍	48
圖 1.12-9	尋獲尾旋翼及尾齒輪箱位置圖	49
圖 1.12-10	機體損害情形	50
圖 1.12-11	NA-107 航機主殘骸右側掃描比對結果	51
圖 1.12-12	NA-107 航機殘骸左側掃描比對結果	51
圖 1.12-13	主旋翼頭、主旋翼及主齒輪箱損害情形	52
圖 1.12-14	左右聯軸器	53
圖 1.12-15	扭力傳動軸前段斷裂情形	53
圖 1.12-16	扭力傳動軸後段與變矩操控連桿斷折情形	53
圖 1.12-17	尾旋翼片及尾齒輪箱損害情形 (一)	54
圖 1.12-18	尾旋翼片及尾齒輪箱損害情形 (二)	54
圖 1.12-19	尾齒輪箱磁性堵頭	55
圖 1.12-20	尾齒輪箱變矩控制軸端	55
圖 1.12-21	尾齒輪箱變矩控制桿端	56
圖 1.12-22	變矩控制軸、變矩控制桿及軸承之相對位置	56
圖 1.12-23	拆解軸承作業中	57

圖 1.12-24	軸承螺帽側內環擋肩磨失.....	57
圖 1.12-25	軸承外環位移至螺帽側.....	58
圖 1.12-26	左/右發動機壓縮器與渦輪機損害情形	59
圖 1.12-27	左發動機電子磁性堵頭無金屬屑殘留.....	59
圖 1.12-28	左發動機手動磁性堵頭無金屬屑殘留.....	59
圖 1.12-29	右發動機電子磁性堵頭無金屬屑殘留.....	59
圖 1.12-30	右發動機手動磁性堵頭無金屬屑殘留.....	60
圖 1.12-31	左發動機上無止滑標誌的管路接頭.....	60
圖 1.12-32	右發動機上無止滑標誌的管路接頭.....	61
圖 1.15-1	集體桿緊急炸斷鋼索開關裝置.....	68
圖 1.15-2	機外吊掛器上緊急炸斷鋼索開關裝置.....	69
圖 1.15-3	緊急浮筒及氣瓶位置.....	70
圖 1.15-4	未充氣的緊急浮筒外包裝.....	71
圖 1.15-5	緊急浮筒備動開關.....	71
圖 1.15-6	集體桿上緊急浮筒啓動鈕.....	71
圖 1.15-7	救生艇.....	74
圖 1.16-1	受損之尾旋翼齒輪箱組件.....	76
圖 1.16-2	尾旋翼端之斜齒輪.....	76
圖 1.16-3	傳動軸端之斜齒輪.....	77
圖 1.16-4	尾旋翼變矩控制軸.....	78
圖 1.16-5	尾旋翼變矩控制軸之軸承螺帽.....	78
圖 1.16-6	尾旋翼變矩控制軸內部.....	79
圖 1.16-7	尾旋翼變矩控制軸內部之金屬粉末及 5 顆軸承滾珠.....	79
圖 1.16-8	尾旋翼控制桿滾珠軸承之組合示意圖.....	80
圖 1.16-9	尾旋翼控制桿.....	81
圖 1.16-10	量測滾珠軸承內環之偏移量.....	81

圖 1.16-11	拆解後之滾珠軸承.....	82
圖 1.16-12	滾珠軸承外環.....	82
圖 1.16-13	滾珠軸承之驅動側內環.....	83
圖 1.16-14	滾珠軸承之螺帽側內環.....	83
圖 1.16-15	驅動側保持環及 12 顆滾珠.....	84
圖 1.16-16	掉入尾旋翼控制軸內部之 5 顆滾珠.....	84
圖 1.16-17	螺帽側保持環及剩餘 7 顆滾珠.....	84
圖 1.16-18	軸承螺帽.....	85
圖 1.16-19	受損軸承螺帽與正常軸承螺帽之對照.....	86
圖 1.16-20	軸承鎖緊墊圈.....	86
圖 1.16-21	主旋翼轉速頻譜圖.....	89
圖 1.16-22	主旋翼相關組件轉速頻譜圖.....	89
圖 1.16-23	尾旋翼轉速頻譜圖.....	90
圖 1.16-24	以直昇機 3D 模型研判事故機之相對航向模擬圖.....	93
圖 1.16-25	該機落海期間之航向及偏航角速率變化圖.....	93
圖 1.17-1	空勤總隊組織圖.....	95
圖 1.17-2	高度速度限制圖.....	106
圖 1.17-3	臨界相對風之方位區域.....	110
圖 1.17-4	地面效應外之最大滯空重量.....	111
圖 2.2-1	滾珠軸承螺帽側內環之初始破壞位置.....	127
圖 2.2-2	滾珠軸承失效順序示意圖.....	128

英文縮寫對照簡表

AIRMET	Airmen's Meteorological Information	低空危害天氣資訊
ASB	Alert Service Bulletin	警告技術通報
ATPL	Air Transport Pilot License	民航運輸駕駛員執照
BPF	Blade Passing Frequency	葉片掃略頻率
CPL	Commercial Pilot License	商用駕駛員執照
CofA	Certificate of Airworthiness	航機適航證明
CVR	Cockpit Voice Recorder	座艙語音紀錄器
EASA	European Aviation Safety Agency	歐洲航空安全組織
EHEST	European Helicopter Safety Team	歐洲直昇機安全小組
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
LTE	Loss of Tail rotor Effectiveness	尾旋翼效能喪失
MCTOM	Maximum Certified Take-Off Mass	最大適航認證起飛重量
MEL	Minimum Equipment List	最低裝備需求手冊
MF	Modulation Frequency	調幅頻率
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
PPL	Private Pilot License	私人駕駛員執照
SIGWX Chart	Significant Weather Chart	顯著天氣圖
SIGMET	Significant Meteorological Information	顯著危害天氣資訊
TGB	Tail rotor Gear Box	尾旋翼齒輪箱

本頁空白

第一章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 105 年 3 月 11 日，內政部空中勤務總隊（以下簡稱空勤總隊）一架空中巴士直昇機 AS365 N3 型直昇機，編號 NA-107，機上載有正、副駕駛員、機工長各一員，海巡特勤隊員 2 員，共計 5 員。該機於台北時間 1300 時¹由松山機場起飛，前往位於新北市石門地區海岸之德翔台北貨輪擱淺處，執行 6 名油污探勘人員之載運任務。約於 1318 時，該機於接近貨輪準備進行人員吊掛時，墜毀於該擱淺貨輪船身左側之海面上（北緯 25° 18'5.80"、東經 121° 34'33.02"），直昇機全毀，正駕駛員及一名海巡特勤隊員死亡，副駕駛員、機工長及另一名海巡特勤隊員重傷²。（事故機墜落位置如圖 1.1-1）



圖 1.1-1 事故機墜落位置圖

該機未配備飛航紀錄器，以下飛航經過係依據人員訪談、取得之影像資料、航管錄音抄件以及機載外掛全球衛星定位系統（global positioning system，以下簡稱 GPS）接收機之資料撰寫。

¹ 除非特別註記，本報告係以台北時間(UTC+8)之 MSTs 時間為基準，並用於其他資料之時間同步。

² 重傷：參照國際民航公約第 13 號附約之「serious injury」及民用航空器及公務航空器飛航事故調查作業處理規則第 2 條所定義之「傷害」，指符合「受傷後七日之內須住院治療 48 小時以上者」條件之情形。

事故前一日（3月10日），正、副駕駛員曾執行擱淺德翔台北貨輪上人員救援任務。3月10日環保署向空勤總隊申請次日派遣直昇機運送6名勘災人員。事故當日（3月11日）該機以兩批每次載運3人方式登船執行油污探勘任務，於1045時該機順利完成共6人之載運後返回松山機場，並預計於1400時再起飛將船上人員接回。

機組人員於中午接獲提前執行人員接返任務，於1237時由正駕駛員執行任務提示，提示內容中含：任務概述、航機及機組員狀況、任務分派、吊掛方式、天候、任務執行程序、載重平衡及注意事項等。提示後決定該次任務使用吊環執行人員吊掛，以每次吊掛1人，每批執行2次吊掛，預計執行3批。正駕駛員於機前提示時，曾提及由其操作吊掛鋼繩爆破，進入前須執行環境偵查及馬力測試，並提及因下午雨勢將變大及海象惡化，應注意安全。

該機於1300時自松山機場起飛（全程飛航路徑如圖1.1-2），正駕駛員擔任操控駕駛員（pilot flying, 以下簡稱PF），副駕駛員擔任監控駕駛員（pilot monitoring, 以下簡稱PM）。約於1314時，該機到達擱淺貨輪上空，正駕駛員評估天氣狀況與上午相差不大，決定採取相同的進場，先以順時鐘方向繞行貨輪完成環境偵查後，由南往北接近貨輪。機組員討論後決定採用行進間吊掛，吊掛方式為一次吊一位人員登機。

進入四邊時機組人員執行安全提示³，提示內容包含：以與船身垂直之航向進入吊掛航線、發動機失效之處置及緊急脫離時向左脫離等，請副駕駛員做左邊障礙物淨空觀察，正駕駛員觀察右邊障礙物，機工長注意尾旋翼，有狀況大家立即要喊停止等。副駕駛員於進入吊掛航線前，開啓「RPM365⁴」強制開關，並將緊急浮筒電門設定為備動（ARM）位置，儀表檢視正常，無異常顯示，接近貨輪過

³ 副駕駛員訪談資料。

⁴ AS365 N3 Flight Manual, 2.2 Takeoff and Hovering : Enter hover IGE at a height compatible with the height/velocity diagram ... RPM 365 switchON。

程中，副駕駛員持續執行馬力檢查程序，副駕駛員第一次報馬力 75%，高度 150 呎，第二次馬力 80%，高度 120 呎。

1316:01 時至 1317:42 時期間，該機逐漸接近貨輪甲板進行吊掛作業（如圖 1.1-3）：依據影像資料，約於 1317:11 時，執行吊掛任務之海巡特勤隊員完成吊掛鎖鈎檢查後準備出艙，於 1317:24 時機工長開始下放海巡特勤隊員執行吊掛任務（機工長敘述獲正駕駛員同意開艙門時之空速低於 40 海浬）。依據副駕駛員訪談紀錄，航機接近貨輪過程海巡特勤隊員已出艙，在航機左偏前，正駕駛員曾說：「任務放棄、任務放棄」，此時副駕駛員覺得正駕駛員操作上輕微下降高度，並緩慢穩定的左轉，約與貨輪平行。

GPS 資訊顯示於 1317:44 時，航機開始向左偏轉，並於 4 秒後（1317:48 時）偏轉加劇。依副駕駛員訪談航機快速左甩後接著感覺飛機上下左右震動，並聽到正駕駛員說「飛機怎麼了」。副駕駛員表示，因其手腳均未在操縱桿上，並不瞭解正駕駛員之操作狀況，期間亦沒有看到警告燈或聽到警告音響。航機於加速旋轉過程中，艙外執行吊掛任務之海巡特勤隊員因航機旋轉及飛機姿態變化，受巨大離心力而上拋，遭主旋翼撞擊後墜海，主旋翼遭受撞擊後呈現大量碎片毀損，副駕駛員於飛機墜海前按下集體桿上按鈕啓動緊急浮筒裝置。1317:59 時，該機以機頭約朝東之右傾姿態墜落於貨輪船首左側海面上。



圖 1.1-2 事故現場飛航軌跡圖



圖 1.1-3 事故機吊掛航線圖

1.2 人員傷害

該機共搭載 5 名人員，包含飛航組員 2 名、飛航機工長 1 名及海巡特勤隊員 2 名。其中 1 名飛航組員及 1 名海巡特勤隊員死亡，餘重傷，如表 1.2-1。

表 1.2-1 傷亡統計表

傷亡情況	飛航組員	飛航機工長	海巡特勤隊員	其他	小計
死亡	1	0	1	0	2
重傷	1	1	1	0	3
輕傷	0	0	0	0	0
無傷	0	0	0	不適用	0
總人數	2	1	2	0	5

1.3 航空器損害

航機全毀。

1.4 其他損害情況

無其他損害。

1.5 人員資料

1.5.1 駕駛員經歷

飛航組員基本資料如表 1.5-1。

表 1.5-1 飛航組員基本資料表

項目	正駕駛員	副駕駛員
性別	男	男
事故時年齡	48	47
進入公職日期	民國 98 年	民國 104 年
航空人員類別	正駕駛員	副駕駛員
檢定項目	AS365 N	AS365N
發證日期	民國 100 年 4 月 20 日	民國 104 年 6 月 15 日
到期日期	民國 105 年 5 月 31 日	民國 105 年 5 月 31 日
體格檢查種類	乙類駕駛員	乙類駕駛員
到期日期	民國 105 年 6 月 1 日	民國 105 年 5 月 25 日
總飛航時間	3,498 小時	4,154 小時
事故型機飛航時間	805 小時	96 小時
最近 12 個月飛航時間	116 小時	112 小時
最近 90 日內飛航時間	40 小時	41 小時
最近 30 日內飛航時間	16 小時	28 小時
最近 7 日內飛航時間	7 小時	7 小時
事故前 24 小時飛航時間	2 小時	2 小時
事故前休息時間 ⁵	10 小時	10 小時

1.5.1.1 正駕駛員

正駕駛員為中華民國籍，曾為直昇機軍事飛行員。民國 98 年 6 月進入空勤總隊，自民國 100 年 4 月起轉換 AS365N 型直昇機。持有中華民國內政部空中勤務總隊飛行人員檢定證，檢定機種為 AS365 N1/N2/N3 正駕駛員。

⁵ 自前一日 2200 時起至次日 0800 時止。

正駕駛員進入空勤總隊後，經新進人員飛行學術科及公務人員實務訓練完訓合格，於民國 98 年 10 月起擔任 UH-1H 型機副駕駛員。民國 100 年 7 月完成 AS365 N 型機機種轉換訓練，民國 102 年 1 月完成 AS365 N1/N2 型機飛航正駕駛員升等訓練，並通過考驗合格准予擔任該型機正駕駛員，再於同年 4 月完成 AS365 N3 型機差異訓練及通過正駕駛員檢定合格。

正駕駛員曾於民國 101 年 10 月赴法國馬賽空中巴士直昇機公司(原歐洲直昇機公司 Eurocopter) 訓練中心，接受 6 小時 AS365 N2 型機模擬機訓練。最近一次 AS365 N1/N2 型機正駕駛員年度檢定於民國 104 年 5 月 25 日執行，講評欄內註記：各項操作符合正駕駛員要求標準，考驗結果為「合格」。最近一次緊急程序訓練於民國 105 年 2 月 25 日執行，訓練課目含調速器及巡航中尾旋翼喪失效能之處置程序，講評欄內無異常紀錄。

正駕駛員最近一次體檢日期為民國 104 年 6 月 1 日，醫師總評欄內無特殊註記，符合乙類空勤人員體位標準。事故日(3 月 11 日)正駕駛員有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 副駕駛員

副駕駛員為中華民國籍，曾為直昇機軍事飛行員。民國 104 年 6 月進入空勤總隊，接受 AS365 N 型機訓練後擔任副駕駛員。持有中華民國內政部空中勤務總隊飛行人員檢定證，檢定機種為 AS365 N1/N2/N3 副駕駛員。

副駕駛員進入空勤總隊後，按新進人員學術科訓練計畫，完成 AS365 N3 型機副駕駛員暨 AS365 N1/N2 型機差異訓練完訓合格後，自民國 104 年 10 月 1 日擔任該兩型機副駕駛員職務。並於同年 11 月奉核定准以擔任備勤任務執行各項勤務，同時進行公務人員實務訓練。副駕駛員民國 105 年第 1 季常年訓練合計實施三架次，建議講評欄內未顯示特別事項，訓練結果為「合格」。另副駕駛員曾於民國 105 年 2 月實施一次基本/緊急程序之訓練，訓練課目含調速器及巡航中尾旋翼

喪失效能之處置程序，結果為「合格」。

副駕駛員最近一次體檢日期為民國 104 年 5 月 25 日，檢查種類為甲類駕駛員，檢查結論為：右耳高音頻聽力減退，其他一般健康狀況良好。事故日（3 月 11 日）副駕駛員有執行每日任務提示前酒精測試，測試結果：酒精值為零。

1.5.1.3 機工長

機工長為中華民國籍，曾於軍方擔任航機維修工作。民國 102 年 1 月進入空勤總隊，民國 103 年 5 月擔任 UH-1H 型機機工長，經轉換機種訓練自民國 104 年 4 月起擔任 AS365 N 型機機工長。持有內政部空中勤務總隊空勤機工長檢定證，檢定機種為 AS365 N 型機，年度檢定日期為民國 104 年 4 月 2 日。

機工長上次體檢日期為民國 104 年 6 月 8 日，醫師總評欄內無特殊註記，符合乙類空勤人員體位標準。事故日（3 月 11 日）機工長有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 駕駛員事故前 72 小時活動

本節係摘錄自駕駛員於事故後填答之「事故前睡眠及活動紀錄」問卷，內容涵蓋「睡眠」、「睡眠品質」、「工作」、「私人活動」及「疲勞自我評估表」…等部分，所列時間皆為臺北時間。正駕駛員之事故前睡眠及活動紀錄係由訪談其他共同執勤之機組員獲得。

其中「睡眠」係指所有睡眠型態，如：長時間連續之睡眠、小睡（nap）、飛機上輪休之睡眠等。「睡眠品質」依填答者主觀感受區分為：良好（Excellent）、好（Good）、尚可（Fair）、差（Poor）。

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

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

正駕駛員：

3月9日： 休假。

3月10日： 1100-1300時執行石門地區海難救援任務。

下午備勤。

2200時於隊上備勤室就寢。

3月11日： 0900-1130時執行勘災人員運送任務。

1300時起飛執行本事故任務。

副駕駛員：

3月9日： 休假。

1930時返回松山基地。

2230時就寢。

3月10日： 0600時起床，睡眠品質可。

1100-1300時執行石門地區海難救援任務。

下午備勤。

2200時於隊上備勤室就寢。

3月11日： 0600時起床，睡眠品質可。

0900-1130時執行勘災人員運送任務。

1300時起飛執行本事故任務。

副駕駛員表示：每日所需睡眠時數約 7~8 小時，正常之睡眠時段約為 2200 時至次日 0600 時。無用藥及身體不適狀況。事故後，副駕駛員圈選最能代表事故時精神狀態之敘述為：「警覺力處於最佳狀態；完全清醒的；感覺活力充沛」。

1.6 航空器資料

1.6.1 航空器與發動機基本資料

事故航機基本資料如表 1.6-1，統計至民國 105 年 3 月 11 日。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料表	
國籍	中華民國
航空器登記號碼	NA-107
機型	AS365 N3
製造廠商	空中巴士直昇機公司
出廠序號	6556
出廠日期	民國 88 年 9 月
接收日期	民國 88 年 12 月
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-107
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	3,838:50
航空器總落地次數	6,378
上次定檢種類	25、50、100/6M、200、250、300/1Y 小時階段檢查
上次定檢日期	2016/3/9
上次定檢後使用時數	5:55
上次定檢後落地次數	10
最大起飛重量	4,300 公斤
最大著陸重量	同最大起飛重量

事故航機裝有 2 具 TURBOMECA 型發動機，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 (統計至民國 105 年 3 月 11 日)		
製造商	TURBOMECA	
編號/位置	No. 1/左	No. 2/右
型別	2C	2C
序號	24031	24163
製造日期	1998/12	2002/11
上次定檢種類	25、50、300 小時階段檢查	25、50、300 小時階段檢查
上次維修廠檢修後使用時數	5:55	5:55
上次維修廠檢修後使用週期數	10	10
總使用時數	3182:40	2067:40
總使用週期數	氣渦輪:424.2 動渦輪:732.1	氣渦輪:423.8 動渦輪:730.7

1.6.2 維修相關紀錄

空勤總隊之 AS365 直昇機係委託空中巴士直昇機東南亞有限公司 (以下簡稱空直公司) 進行維護。

查閱該機本次任務之派遣維修紀錄無最低裝備需求手冊 (minimum equipment list, 以下簡稱 MEL) 之故障項目, 亦無缺點報告延遲改正事項; 另事故前之維修紀錄, 顯示該機自松山機場簽派時, 所有經歷紀錄簿及事故前一年內之維護紀錄, 無顯示與本次事故相關之異常登錄; 所有事故前適用之適航指令及技術通報皆執行完成。摘錄相關紀錄如下。

1.6.2.1 尾旋翼齒輪箱使用時數

摘錄該機迄事故前之尾旋翼齒輪箱 (tail rotor gear box, 以下簡稱 TGB), 其序號為 M218, 下表以此簡稱, 使用時數及落地次數詳表 1.6-3。

表 1.6-3 尾旋翼齒輪箱使用時數及使用次數表

日期	尾旋翼齒輪箱	航機總使用時數/落地次數	M218 使用時數/落地次數
2003.11.11	安裝於 6568/NA-110	733:35/1,219	0/0
2007.06	拆下自 6568/NA-110	1,465:35/2,200	732/981
2013.02.01	安裝於 6556/NA-107	2,933:50/4,993	732/981
2016.03.11	事故發生	3,838:50/6,378	1,637/2,366

1.6.2.2 警告技術通報

依據 2014 年 4 月 8 日法國馬賽空中巴士直昇機公司發布之警告技術通報 (alert service bulletin, 以下簡稱 ASB) No. AS365-05.00.61 R4, 尾旋翼齒輪箱油位檢查 (oil level inspection) 為每 10 飛行小時定期檢查項目, 尾旋翼齒輪箱磁性堵頭⁶檢查⁷ (magnetic plug inspection), 為每 25 飛行小時或 50 落地次數之定期檢查項目, 尾旋翼齒輪箱變矩軸承檢查⁸ (rotor blade pitch control rod bearing inspection) 為每 50 飛行小時定期檢查項目。

尾旋翼齒輪箱變矩軸承檢查

摘錄航空器經歷簿之航空器維護紀錄, 該機迄事故前之歷次執行 50 小時尾旋翼齒輪箱變矩軸承檢查時之使用時數, 詳表 1.6-4。

表 1.6-4 尾旋翼齒輪箱變矩軸承檢查時數

檢查日期	航機之使用時數	M218 執行 50 小時檢查前之使用時數
2015.1.05	3,482:35	
2015.2.10	3,505:30	22:55
2015.4.14	3,546:55	41:25
2015.6.12	3,590:50	43:55
2015.7.30	3,636:00	45:10
2015.9.04	3,676:00	40:00
2015.9.30	3,713:55	37:55
2015.11.06	3,733:20	19:25
2015.12.29	3,779:40	46:20
2016.2.25	3826:35	46:55
2016.3.09	3,832:55	6:20
2016.3.11	3,838:50	5:55

⁶ 磁性金屬偵測堵頭, 本報告中簡稱磁性堵頭。

⁷ For TGBs not fitted with a magnetic plug with electrical indicating: Comply with paragraph 3.B.2. (Checking the magnetic plug of the TGB) at intervals not exceeding 25 flying hours or 50 cycles (the first limit reached is applicable).

⁸ For TGB control shaft/rod assembly bearings PRE MOD 07 65B57: Comply with paragraph 3. B.4.b. at intervals not exceeding 55 flying hours.

該機歷次執行尾旋翼齒輪箱變矩軸承檢查之數值及間隙，詳表 1.6-5。

表 1.6-5 尾旋翼齒輪箱變矩軸承檢查之數值及間隙

單位 mm

日期	M1	M2	M3	M0	間隙
2015.1.05	180.00	38.50	218.50	218.50	0
2015.2.10	180.70	37.70	218.40	218.50	-0.10
2015.4.16	179.70	38.70	218.40	218.50	-0.10
2015.6.12	179.26	39.32	218.58	218.50	0.08
2015.7.30	179.06	39.31	218.37	218.50	-0.13
2015.9.04	179.90	38.52	218.42	218.50	-0.08
2015.9.30	179.14	39.51	218.65	218.50	0.15
2015.11.06	179.96	38.46	218.42	218.50	-0.08
2015.12.29	178.97	39.65	218.62	218.50	0.12
2016.2.25	179.87	38.5	218.37	218.50	-0.13
2016.3.01	177.80	40.80	218.60	218.50	0.10
2016.3.10	事故發生				

1.6.2.3 尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查

摘錄航空器經歷簿之航空器維護紀錄，該機迄事故發生一年前之歷次執行尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查使用時數及落地次數，詳表 1.6-6。其中有 4 次超過 50 落地次數之定檢期限（醒目標示欄位處）。

表 1.6-6 尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查之使用時數及落地次數

日期	航機於該日 之使用時數	航機於該日 之落地次數	距前次檢查 使用飛時	距前次檢查 落地次數
2015.4.24	3548:40:00	5755		
2015.5.13	3564:35:00	5797	15:55:00	42
2015.5.14	3568:20:00	5800	3:45:00	3
2015.6.09	3590:30:00	5825	22:10:00	25
2015.6.25	3591:15:00	5827	0:45:00	2
2015.7.15	3612:15:00	5857	21:00:00	30
2015.7.24	3633:00:00	5907	20:45:00	50
2015.7.29	3635:50:00	5910	2:50:00	3
2015.8.20	3657:25:00	5965	21:35:00	55
2015.9.04	3675:40:00	5998	18:15:00	33
2015.9.18	3696:35:00	6056	20:55:00	58
2015.9.20	3698:50:00	6076	2:15:00	78
2015.9.29	3713:55:00	6106	15:05:00	30
2015.10.07	3719:20:00	6117	5:25:00	11
2015.10.13	3731:25:00	6159	12:05:00	42
2015.11.24	3749:10:00	6206	17:45:00	47
2015.12.04	3753:00:00	6214	3:50:00	8
2015.12.06	3756:50:00	6217	3:50:00	3
2015.12.29	3779:40:00	6274	22:50:00	57
2016.1.22	3802:45:00	6317	23:05:00	43
2016.2.25	3826:35:00	6354	23:50:00	37
2016.3.09	3832:55:00	6368	6:20:00	14
2016.3.11	3838:50:00	6378	5:55:00	10

磁性堵頭檢查工單維修紀錄

2015年9月18日尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查工單上空直維修員簽結日期為9月18日，空直檢驗員簽結日期為9月20日。(詳圖 1.6-1)

25 HOURLY AIRFRAME INSPECTION				AS365 N3 - H-25	
A/C TYPE: AS 365 N3		A/C S/No: 6556		A/C REGN: NA-107	
				DATE: 104 09 20	
ITEM	DESCRIPTION	MET REFERENCE	MECHANIC SIGN/DATE	QI SIGN/DATE	
6.	65-21 TAIL GEARBOX Magnetic Plug (Non-electric) (25H) Check.	12.00.00.601			
7.	79-10 LUBRICATION Magnetic Plug (Engine Oil Tank) (25H) Check.	12.00.00.601			
8.	SB 新增項目 Magnetic Plug (Non-electric) Check. 6077 A/C LANDING: 2078 This check is to carry out at 25 hourly or 50 cycles intervals.	Para 3.B.2 of ASB AS365-05.00.61 R4 Ref. AD EU-2012-0170 R2			

圖 1.6-1 2015 年 9 月 18 日尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查工單

2015 年 9 月 19 日空直維修員於該日勤務完畢後發現 2015 年 9 月 18 日執行尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查未經檢驗員簽結，隨即於每日狀況表將該機列為不妥善機（詳圖 1.6-2）。

AS-365系列直升機台北飛機每日狀況表											日期		104/09/19	
機號	飛機狀況	飛行限制	停用日期	預計出廠日期	位置	前日 1700-0800 飛行時間	當日 0800-1700 飛行時間	飛機總時間	距100小時剩餘時間	落地總次數	發動機時間	吊掛總次數	備考	
NA-104	妥善				TP	02:25	04:55	8036:25	82:15	7427	110:20 2028:45	183/1(49)	S/N:227	
NA-107	不妥善				TP	00:00	02:15	3688:50	37:00	6078	288:40 1927:40			
機號											飛機缺失狀況		待辦待工情況	
NA-104											1、距離25小時階檢:7:15。 2、距離50小時階檢:32:15。			
NA-107											1、距離25小時階檢:07:50。 2、距離50小時階檢:29:50。 3、CARRIED OUT ASB 05.00.61 R4 1.E.2. u.2 TGB Magnetic Plug Check on 104/09/18, Work had not check by QI 4、冷氣不冷		1、停工：預畫執行25小時階檢，目前無檢驗人員，待檢驗人員到場後執行。目前該機列入不妥善 3、待檢驗簽結(距25小時階檢檢證) 4、停工。	
廠商代表：			履約督導/機工長：					隊長						

圖 1.6-2 2015 年 9 月 19 日每日狀況表

2015 年 9 月 20 日該機 25 小時檢查工包，亦包含尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查項目，空直維修員及空直檢驗員簽結日期為 9 月 20 日（詳圖 1.6-3）。空直檢驗員又在 2015 年 9 月 18 日尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查工單上簽結時間為 9 月 20 日。（詳附圖 1.6-1）

維護工作發工單					
機型：	AS 365 N3	機號：	NA-107	A/C：	369635
日期：	104/9/18	工單編號：	T-107-B-104-1924	技術書刊版別：	<input checked="" type="checkbox"/> OPEN REVISION 26 DATE: 15/01/15 <input checked="" type="checkbox"/> OPEN REVISION 23 DATE: 09/04/15 <input checked="" type="checkbox"/> OPEN REVISION 31 DATE: 30/12/14
工作區分：	<input checked="" type="checkbox"/> 週檢	<input type="checkbox"/> 技術修改	<input type="checkbox"/> 修正	<input type="checkbox"/> 檢試	
系列：	<input checked="" type="checkbox"/> 機體	<input type="checkbox"/> 發動機	<input type="checkbox"/> 儀電	<input type="checkbox"/> 電子	
發工日期：	104/9/18	開工日期：	104/9/18	完工日期：	104/9/18
摘要說明：	依據ASB 05.00.61 R4 1.E.2.a.2 執行磁性塞檢查				
施工經過說明：	Carried out TGIN #4 MAGNETIC FLUG INSPECTION IAW ASB 05.00.61 R4 1.E.2.a.2 FOUND 'SATIS'				
拆下件號：	N/A	裝上件號：	N/A	定更件製造日期：	N/A
拆下序號：	N/A	裝上序號：	N/A	定更件屆期日期：	N/A
檢驗員：		技術員：		發現者：	
總工時：	0.5	工作人數：	6-5		

圖 1.6-3 2015 年 9 月 20 日 25 小時磁性堵頭檢查

空勤飛機資料及勤務紀錄

調查小組於查閱飛機資料及勤務紀錄 13 表（以下簡稱 13 表）後，發現使用次數中有 3 次超過 50 落地次數定檢期限（詳圖 1.6-4 至圖 1.6-6）。

空勤總隊飛行組員之職責包含登錄及查察 13 表中，下次檢查到期欄內之飛機時間及落地次數，並比對飛機時間欄及落地次數欄，勿使超過定檢時限。航務管理手冊第五十四條飛航準備第七項規定：「每日任務提示會議，為勤務隊主管或其他代理人主持，其內容包括：…機務狀況：機工長提報當日任務機機況，內容應包含油量、飛機時數、缺點及注意事項等資料」。另同條之第八項飛行前任務提示規定：「…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、載重及重心等限制事項」。

飛機資料及勤務記錄表

日期：104.08.20		機號：NA-107		單位：一大一隊		駐地：SS	
飛機狀況符號		飛機時間		發動機時間		發動機循環次數	
1 4		1 號(左)		2 號(右)		1 號渦輪輪	
2 5		243 : 485		1884 : 485		2 號渦輪輪	
3 6		8:05		8:05		2 號發動機	
		合計		合計		合計	
下次檢查到期		滑油更換到期		液壓油更換到期		勤務	
小檢 3660 : 50		1 號 273 : 40		1 號 105 年 10 月 16 日		105 年 06 月 25 日	
中檢 3685 : 50		2 號 1914 : 40		2 號 105 年 06 月 26 日		105 年 06 月 26 日	
週檢 3735 : 50		主 3735 : 50		108 年 07 月 31 日			
高檢 5960		尾 3735 : 50		106 年 07 月 31 日			
燃		油		滑		油	
加油		油箱		油		液壓油	
左油箱		右油箱		1 號發動機油箱		2 號發動機油箱	
加油量		加油量		加油量		加油量	
A-1		A-1		A-1		A-1	
A-1		A-1		A-1		A-1	
A-1		A-1		A-1		A-1	
合計		合計		合計		合計	
行號		檢查及缺點紀錄		登錄者		執行者	
飛機每日檢查		104.08.20		CF		CF	
飛機其他缺失清單修正記錄表		104.08.20		CF		CF	
手剎車手柄拉起後無法固定(104.08.05)		104.08.20		CF		CF	
執行發動機潤滑劑 2%清洗		104.08.20		CF		CF	

圖 1.6-4 飛機資料及勤務紀錄表 (一)

飛機資料及勤務記錄表

日期：104.09.18		機型：AS 365 N3		機號：NA-107		單位：一大一隊		駐地：SS			
飛機狀況符號	飛機時間		發動機時間		發動機過輪循環次數		落地次數		機工長		
	1	2	1	2	1	2	1	2	人員吊掛 SN: N/A	貨物吊掛 SN: N/A	
1	4	以前	3692 : 05	279 : 55	1920 : 55	295.5	667.1	668.0			
2	5	本日	4 : 30	4 : 30	4 : 30	2.3	1.0	0.9			
3	6	合計	3696 : 35	279.1	1924.1	297.8	268.1	668.9			
下次檢查到期		滑油抽樣到期		滑油更換到期		液壓油抽樣到期		液壓油更換到期		勤務	
小檢	3700 : 40	1號	313 : 30	600 : 00	105年10月16日	1號		105年06月25日	執行人員	加油地點	
中檢	3725 : 40	2號	1954 : 30	2148 : 10	105年06月26日	2號		105年06月26日		SS	
週檢	3735 : 50	主	3735 : 50	4835 : 50	108年07月31日					SS	
吊掛次數	6048	尾	3735 : 50	4035 : 50	106年07月31日						
油											
燃 油											
加油次數	1	左油箱	加油量	5.21L	右油箱	加油量	5.21L	總油量	10.42L	油箱	總容量
	2	A-1	700KGS	700KGS	720LGS	700KGS	700KGS	720LGS	700KGS	Model II	Model II
合計	A-1	12.11L	2000GS	2000GS	2000GS	2000GS	2000GS	2000GS	2000GS	Model II	Model II
滑 油											
液 壓 油											
加油次數	1	1號發動機油箱	加油量	4.5L	2號發動機油箱	加油量	4.5L	尾傳動箱油箱	加油量	4.5L	右液壓油箱
	2	主傳動箱油箱	加油量	8.5L	總油量	8.5L	總油量	8.5L	加油量	4.5L	總油量
合計	A-1	12.11L	2000GS	2000GS	2000GS	2000GS	2000GS	2000GS	2000GS	2000GS	3.5L
檢 查 及 缺 點 紀 錄											
符號	1040918	飛機每日檢查									
1	1040918	飛機其他缺失請參閱延遲改正記錄表 (2408-14 至)									
2	1040918	執行發動機潤滑劑 2%清洗									
3	1040918	發動機清洗完成地面試車									

圖 1.6-5 飛機資料及勤務紀錄表 (二)

飛機資料及勤務記錄表

日期：104.12.28~29		機型：AS 365 N3		機號：NA-107		單位：一大一隊		駐地：SS	
飛機狀況符號		飛機時間		發動機時間		發動機滴輪循環次數		機工長：李	
1	4	3775 : 35	363 : 25	2004 : 25	370.5	702.5	702.8	6259	人員吊掛 SN: N/A
2	5	4:05	4:05	4:05	3.7	1.0	1.3	15	貨物吊掛 SN: N/A
3	6	3775:40	367:30	2008:30	374.6	703.5	704.1	6244	次數 2/21 1780/1A-1078/2
下次檢查到期		滑油抽樣到期		滑油更換到期		液壓油抽樣到期		液壓油更換到期	
小檢 3781 : 50		1號 3775:30		600 : 00		105年10月16日 1號		105年06月25日	
中檢 3783 : 20		2號 2013 : 10		2148 : 10		105年06月26日 2號		105年06月26日	
週檢 3833 : 20		主 3834 : 20		4835 : 50		108年07月31日		55	
總飛行 6267		尾 3834 : 20		4035 : 50		106年07月31日		55	
燃 油		滑 油		油		液 壓 油		勤 務	
加油次數	左油箱 加油量	右油箱 加油量	1號發動機油箱 加油量	2號發動機油箱 加油量	主發動機油箱 加油量	尾發動機油箱 加油量	左液壓油箱 加油量	右液壓油箱 加油量	執行人員
1	A-1	56/85	680KGS	4.5L	4.5L	8.5L	0.5L	4.5L	加油地點
2	A-1	56/85	680KGS	4.5L	4.5L	8.5L	0.5L	4.5L	55
合計	A-1	112/170	1360KGS	4.5L	4.5L	8.5L	0.5L	4.5L	55
檢查及缺點紀錄		登記者		執行情形		執行者		檢驗者	
飛機每日檢查		104.12.28		104.12.28		104.12.28		104.12.28	
飛機其他缺點請參閱逐次修正記錄表		104.12.28		104.12.28		104.12.28		104.12.28	
(104.12.25)缺人具吊掛		104.12.28		104.12.28		104.12.28		104.12.28	
(李賢忠) T-107-D-104-2872		104.12.28		104.12.28		104.12.28		104.12.28	

圖 1.6-6 飛機資料及勤務紀錄表 (三)

1.6.2.4 滑油分光及尾旋翼振動檢查報告

空直提供之尾旋翼齒輪箱滑油分光檢查報告及尾旋翼振動檢查報告，結果無異常。

1.6.2.5 發動機艙管路接頭檢查

民國 105 年 3 月 15 日，調查小組與空勤總隊科長、機工長、空直公司專案經理及駐地檢驗員等人於松山機場空勤總隊直昇機棚廠，要求空直公司駐地檢驗員示範同型機 NA-106 執行每日飛行前之發動機艙檢查項目，該檢驗員檢查完畢後認為一切正常；專案調查小組另要求現場之空勤執行複檢，該員亦認為正常。專案調查小組成員執行該項檢查後發現，左右 2 具發動機軸承滑油進油管及通氣管之接頭均無滑動標記，詢問檢查施作之空直公司駐地檢驗員及空勤機工長是否發現該滑油進油管及通氣管之接頭上無止滑標誌，2 位均稱有發現該接頭上無止滑標誌，另駐地檢驗員表示目前使用的滑動標誌漆會因長時間處於高溫環境下脫落或消失。詢問是否知悉發生於民國 89 年 9 月 6 日內政部警政署空中警察隊飛機編號 AP018 直昇機型 AS365N2 在台南縣曾文溪演習落水失事之調查報告內容，均稱不知。

空直公司於每日飛行後檢查表 33 項訂定有發動機管路止滑標誌檢查程序，檢查項目為「左發動機及附件—狀況檢查，漏油，滑動標誌，清潔及管路檢查。」。

發動機原廠維修手冊 70-01-00 內容，詳圖 1.6.7 至圖 1.6.8，說明於管路安裝後須執行止滑標誌。裝置止滑標誌的目的是為了讓維修人員以目視發現及防止接頭在運轉時鬆動而造成危安之風險。

N. Visual position marker of the not locked elements

(Refer to Figure 2)

(1) Installation of the not locked elements

For devices without locking system, after each definitive tightening draw a longitudinal line using a retention lacquer approved by TURBOMECA (ex: BLOC LUBE RED, SL160...), between the fixed part and the mobile part. This marker makes it possible to visually notice an unwanted loosening in use.

After tightening to the torque do:

- a 1st red mark on the fixed part
- a 2nd red mark on the element to be marked.

圖 1.6-7 執行止滑標誌程序 (一)

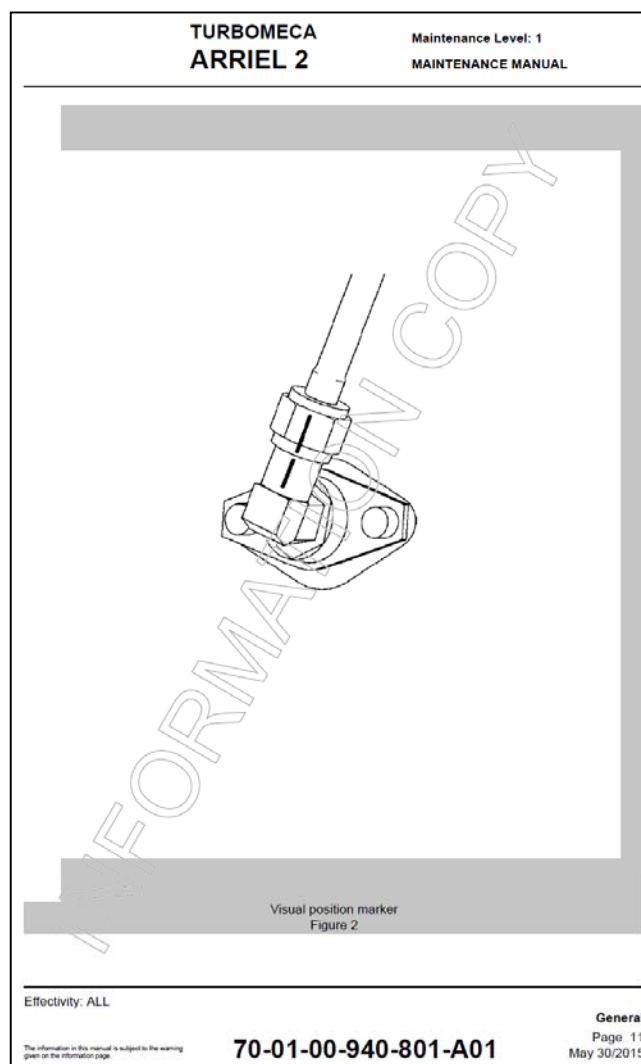


圖 1.6-8 執行止滑標誌程序 (二)

1.6.3 尾旋翼系統

1.6.3.1 尾旋翼操縱系統

左、右座駕駛員蹬踏駕駛艙內之左右腳踏板之動作，經由尾旋翼操縱系統之連桿機構轉換成推或拉的軸向運動改變尾旋翼片攻角，達到控制方向的目的，詳圖 1.6-9。

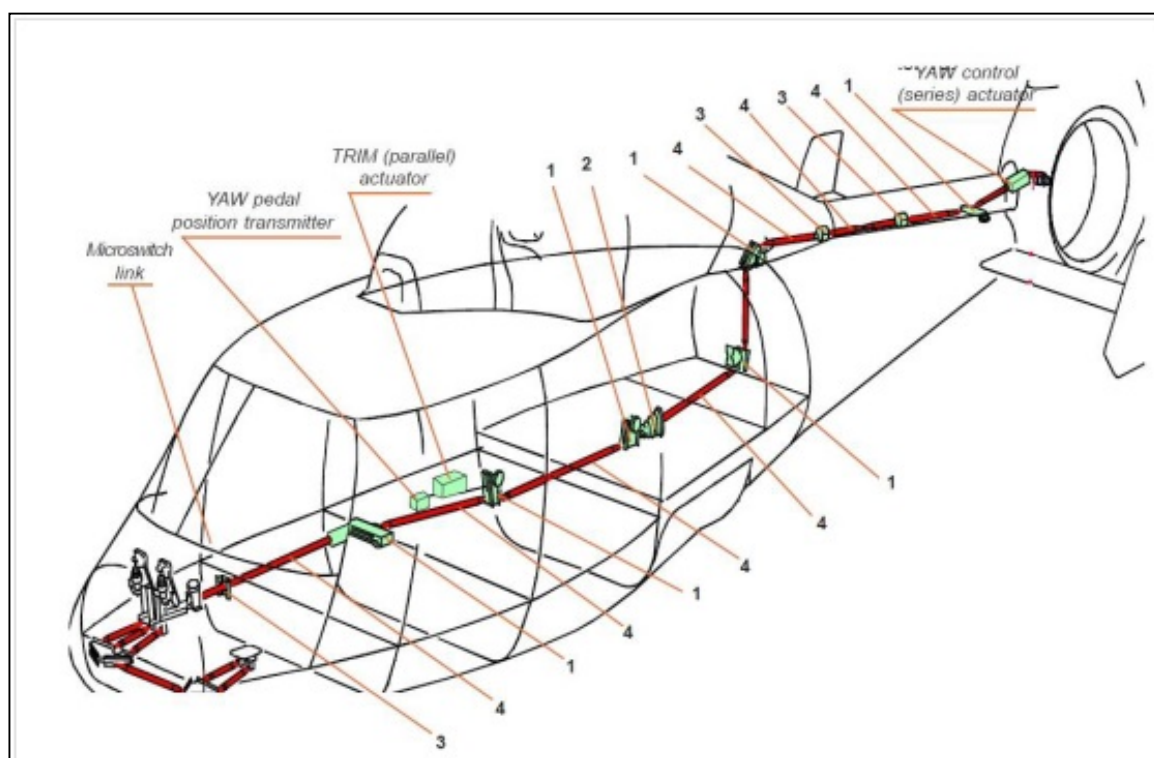


圖 1.6-9 尾旋翼操縱系統

1.6.3.2 尾旋翼驅動系統

尾旋翼驅動系統之功能為以發動機之動力，旋轉尾旋翼片，驅動連結來自主旋翼齒輪箱（簡稱主齒輪箱），系統機構包括：1. 尾旋翼傳動軸 2. 尾旋翼齒輪箱（簡稱尾齒輪箱），詳圖 1.6-10，尾旋翼傳動軸機構圖詳圖 1.6-11。

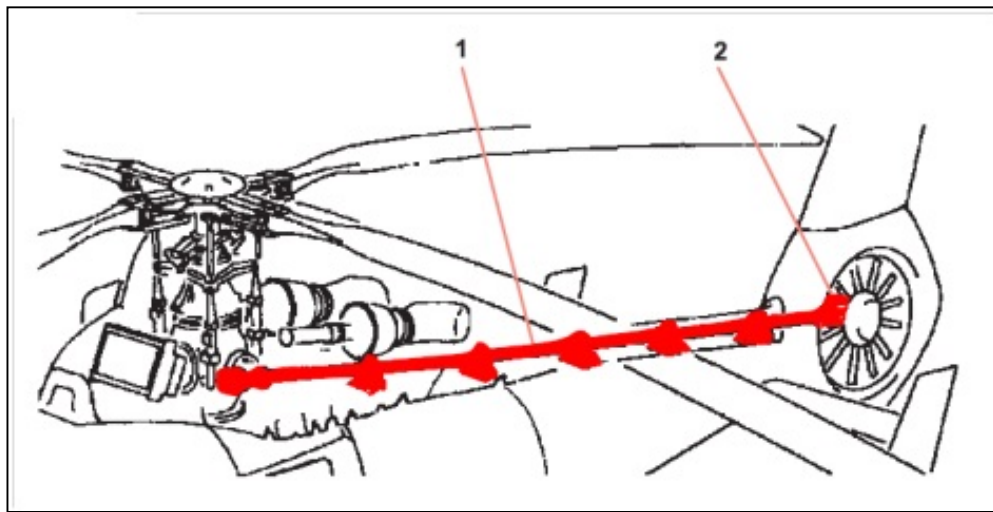


圖 1.6-10 尾旋翼驅動系統示意圖

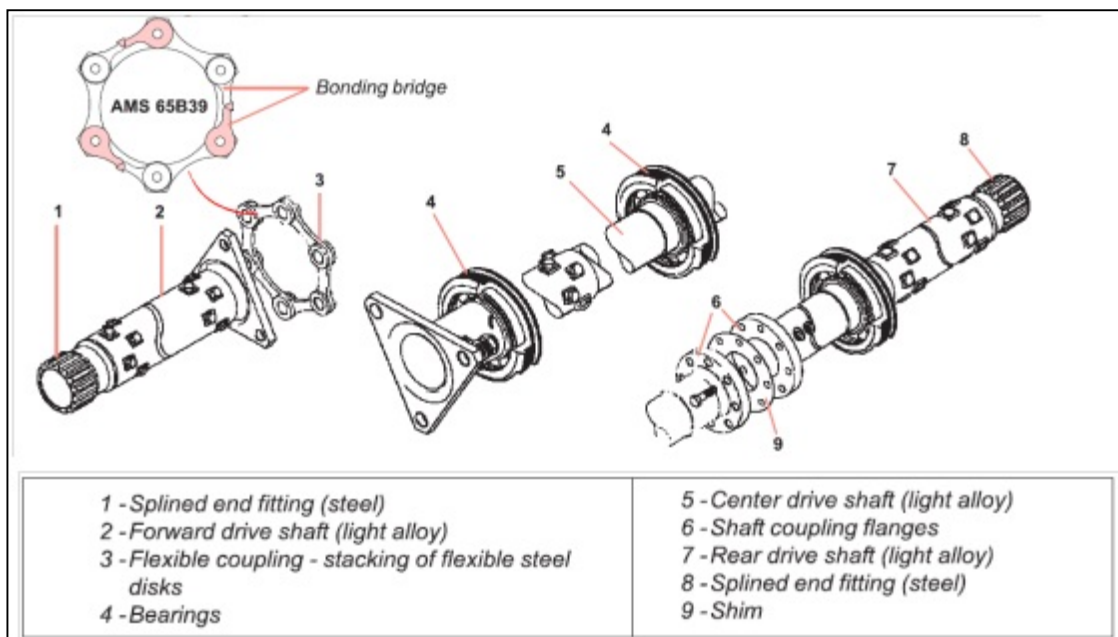


圖 1.6-11 尾旋翼傳動軸機構圖

傳遞主齒輪箱驅動力之尾旋翼傳動軸 A，連結至尾齒輪箱斜齒輪 B，驅動旋轉尾旋翼片 C，駕駛艙踏板機構傳動推拉動作至變矩控制桿 D，改變尾旋翼片功角，達到控制左右方向目的，詳圖 1.6-12。

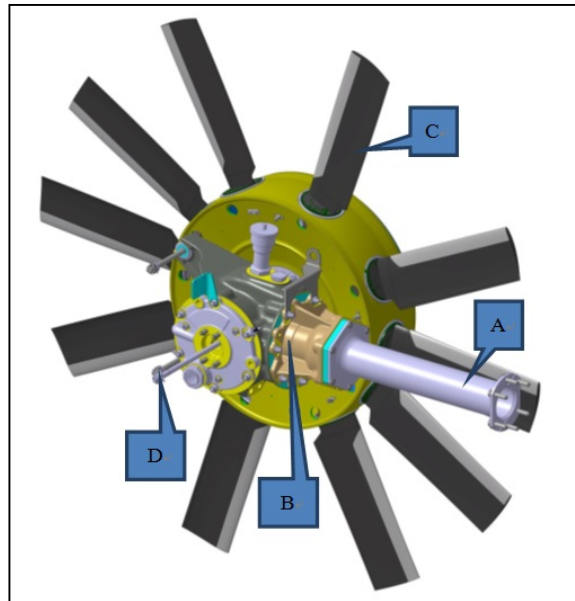


圖 1.6-12 傳動軸與尾旋翼齒輪箱示意圖

來自尾旋翼傳動軸（圖 1.6-13②②）之 4,009 轉/分之轉速，驅動尾齒輪箱斜齒輪（圖 1.6-13⑧⑪）及斜齒輪軸承（圖 1.6-13⑫⑬），尾旋翼即以 3,665 轉/分之轉速旋轉。

駕駛艙內左、右腳踏板輸入傳至尾旋翼變矩控制桿（圖 1.6-13⑮），透過指令軸承（又稱 double bearing 雙軸承，圖 1.6-13⑯）及控制軸（圖 1.6-13⑱），推動或拉動錐形板（conical plate）（圖 1.6-13⑳），即可旋轉旋翼片角度，變矩值（量）為 -17° 至 $+35^{\circ}$ 。指令軸承⑯同時承受控制桿⑮來的軸向運動及控制軸⑱來的旋轉運動（詳圖 1.6-13）。

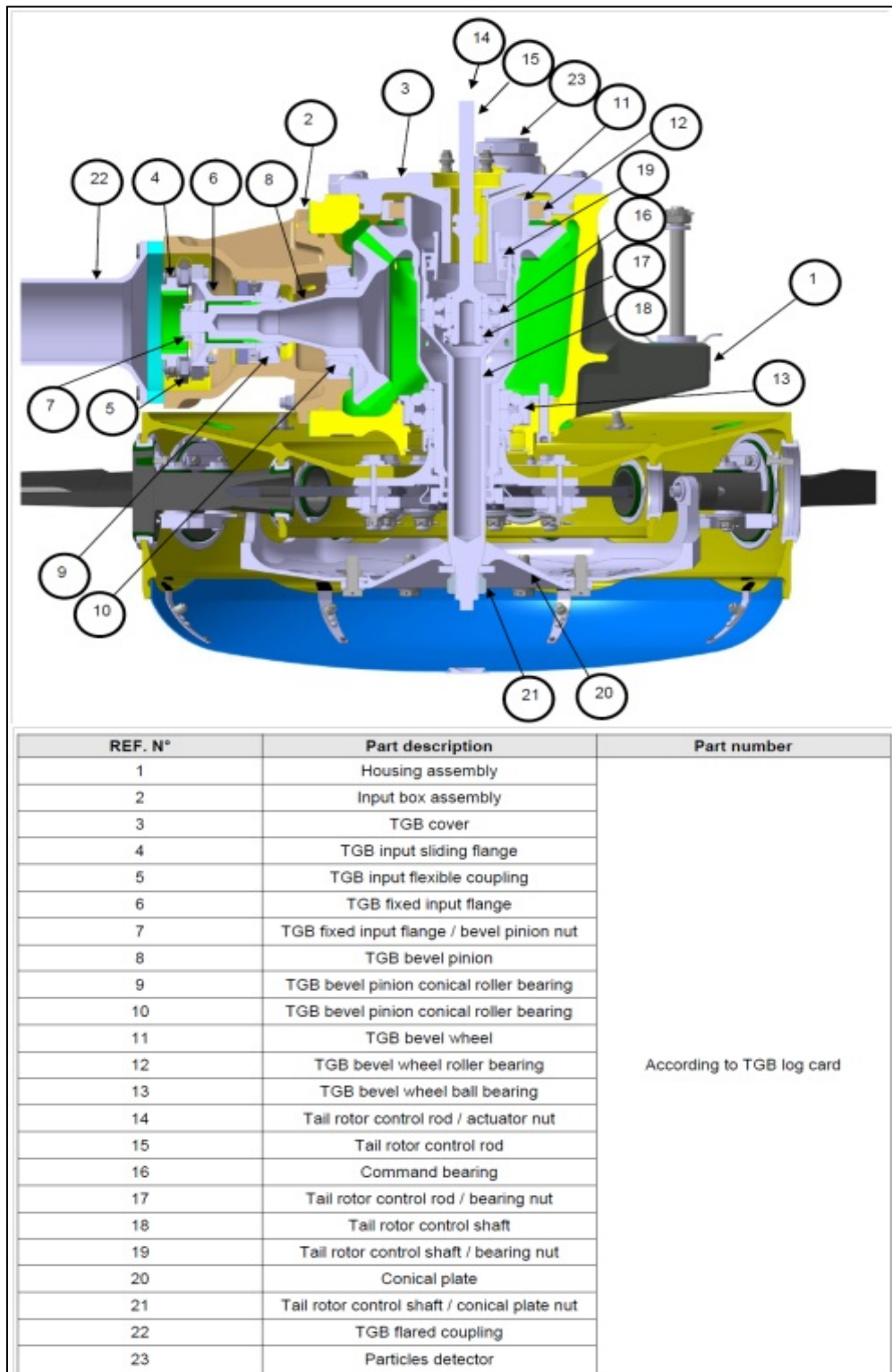


圖 1.6-13 尾旋翼齒輪箱機構圖

1.6.4 載重與平衡

依據該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 1.6-7。

表 1.6-7 載重平衡表

實際零油重量	3,440 公斤
最大起飛總重	4,300 公斤
實際起飛總重	4,140 公斤
起飛油量	700 公斤
航行耗油量	370 公斤
最大落地總重	4,300 公斤
實際落地總重	3,640 公斤
起飛縱軸重心位置	3.95 公尺
落地縱軸重心位置	3.97 公尺

- 重心基準點位於主旋翼中心點之前方 4 公尺位置
- 重心限制範圍：3.80 公尺至 4.05 公尺。

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壓中心 1028 百帕位於長江口，向東移動（詳圖 1.7-1）。臺灣受大陸冷氣團及雲雨區主要雲帶東移影響，北部地區有雨且氣溫較低。根據日本 Himawari-8 氣象衛星 1330 時紅外線衛星雲圖（詳圖 1.7-2），及桃園機場 1320 時都卜勒氣象雷達回波圖（詳圖 1.7-3）顯示，華南雲雨區主要雲帶位於臺灣南部，事故區域之回波強度低於 15dBZ。

民航局臺北航空氣象中心於事故前後無顯著危害天氣資訊（significant meteorological information, 以下簡稱 SIGMET）及低空危害天氣資訊（airmen's meteorological information, 以下簡稱 AIRMET）發布，有效時間至 1400 時之低層顯著天氣圖（significant weather chart, 以下簡稱 SIGWX CHART），詳圖 1.7-4，預報北部地區有雨、層積雲裂雲，雲幕高 2,200 呎。

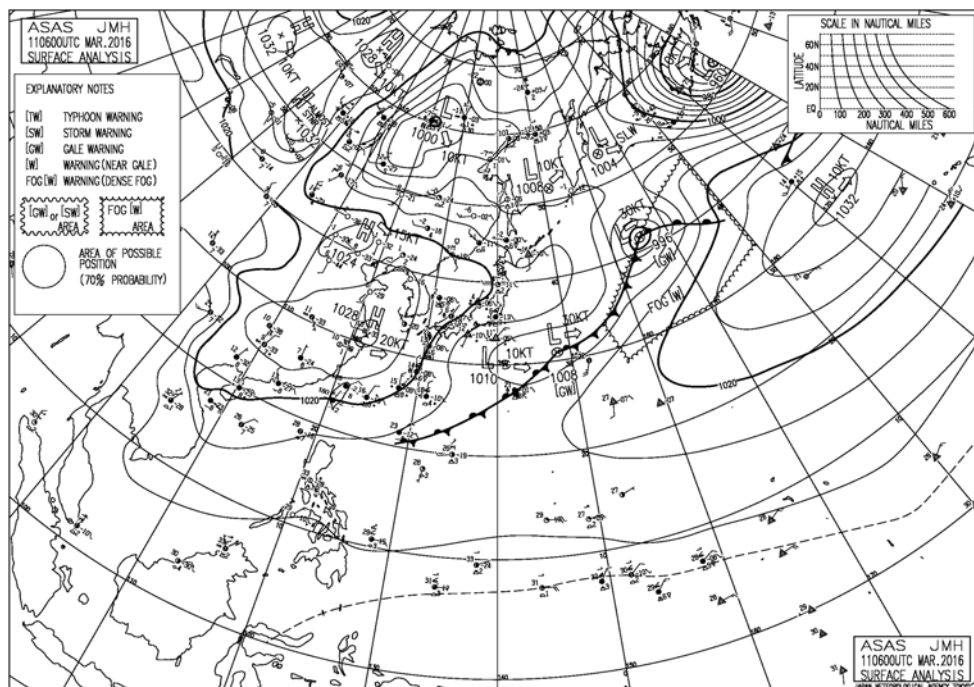


圖 1.7-1 1400 時亞洲地面天氣分析圖

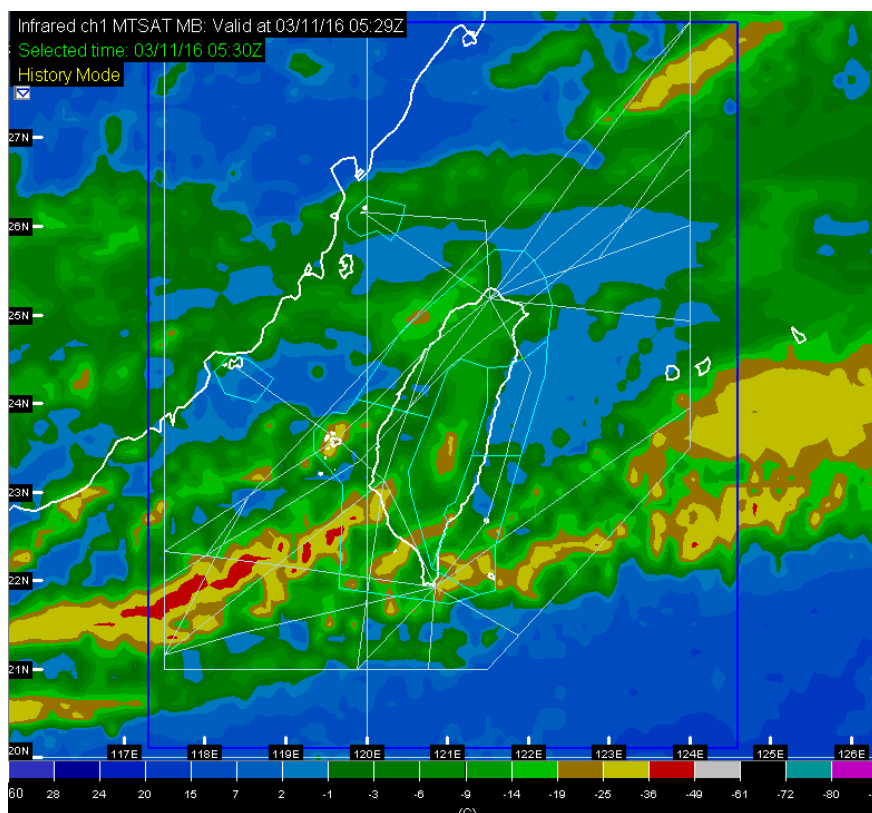


圖 1.7-2 1130 時紅外線衛星雲圖

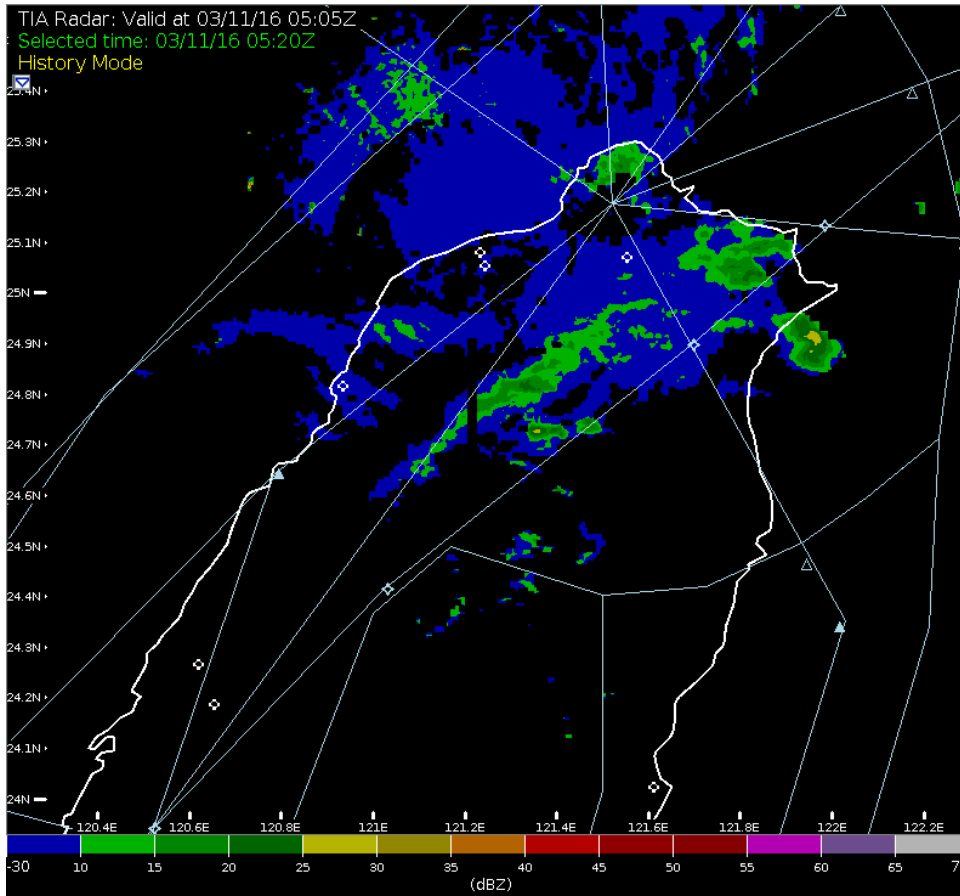


圖 1.7-3 1320 時都卜勒氣象雷達回波圖

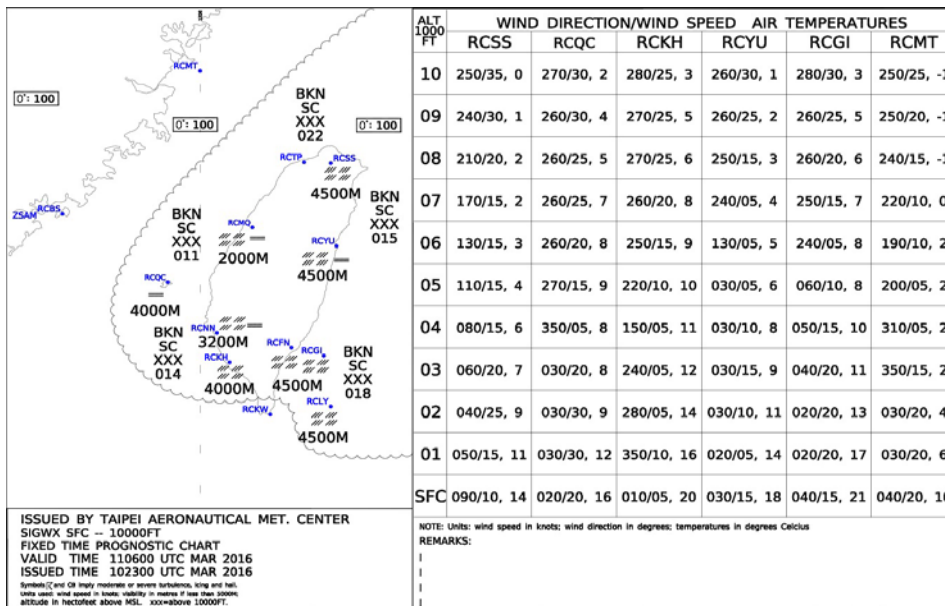


圖 1.7-4 有效時間至 1400 時之低層顯著天氣圖

1.7.2 地面天氣觀測

位於事故地點南南西方約 2.4 哩，海拔 196 公尺之中央氣象局富貴角自動氣象站（詳圖 1.7-5）地面天氣觀測紀錄如下：

1320 時風向 060 度，風速 4 哩/時，溫度 10.2°C；1300 至 1400 時累積降雨量 0.5 毫米。

臺灣電力公司石門風力發電廠及核一廠位於事故地點東南方（詳圖 1.7-5），其中 4 號風力發電機風速計、核一廠低塔高層及核一廠主煙囪低層風力計/溫度計分別距事故地點約 0.7 哩（海拔 123 公尺）、0.9 哩（海拔 43 公尺）及 1.2 哩（海拔 186 公尺），1318 時之一分鐘平均觀測紀錄詳表 1.7-1，1300 時至 1330 時核一廠之瞬時風向風速詳圖 1.7-6 及圖 1.7-7。

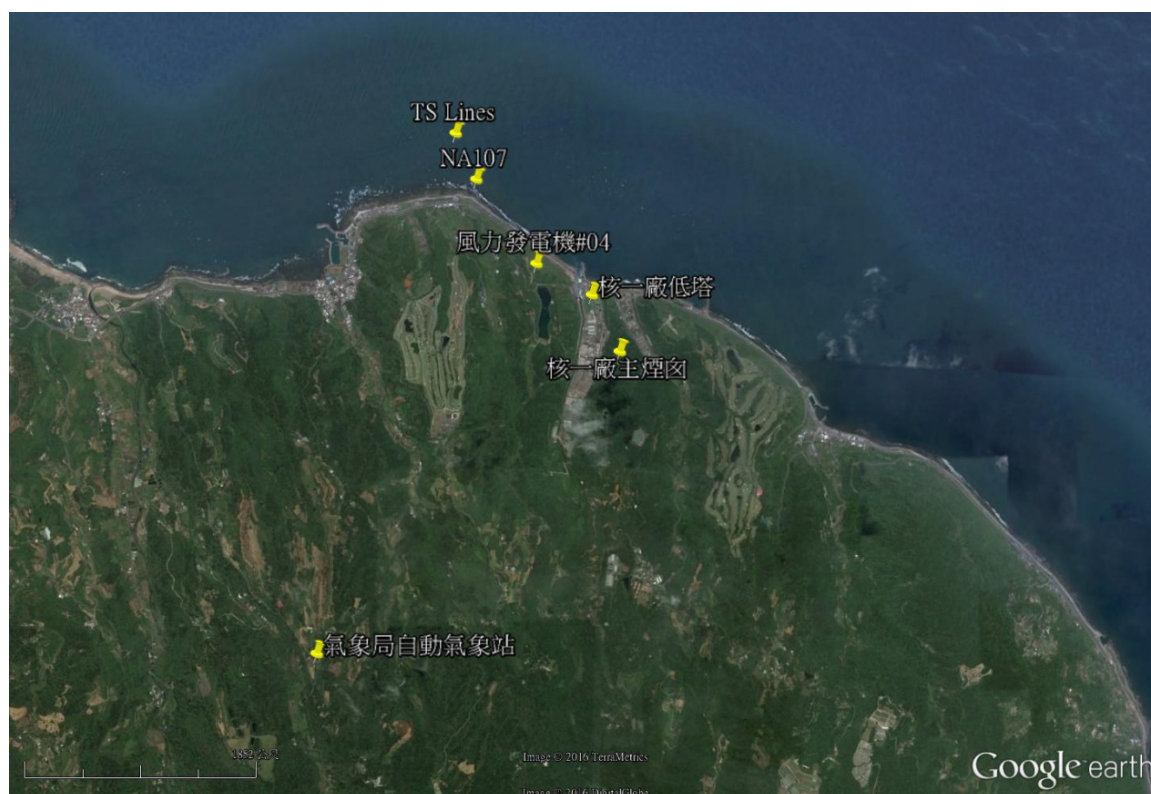


圖 1.7-5 中央氣象局及臺灣電力公司之氣象觀測設施設置地點

表 1.7-1 臺灣電力公司風力計/溫度計於 1318 時之觀測紀錄

位置	風向風速	溫度
4 號風力發電機	20 哩/時 (無風向計)	無
核一廠低塔高層	風向 050 度, 風速 20 哩/時	12.1°C
核一廠主煙囪低層	風向 040 度, 風速 19 哩/時	11.6°C

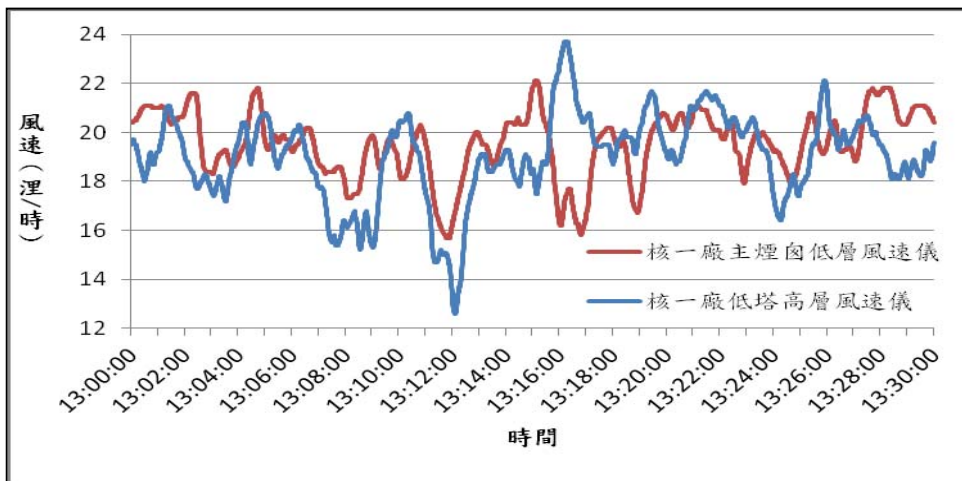


圖 1.7-6 核一廠瞬時風速紀錄

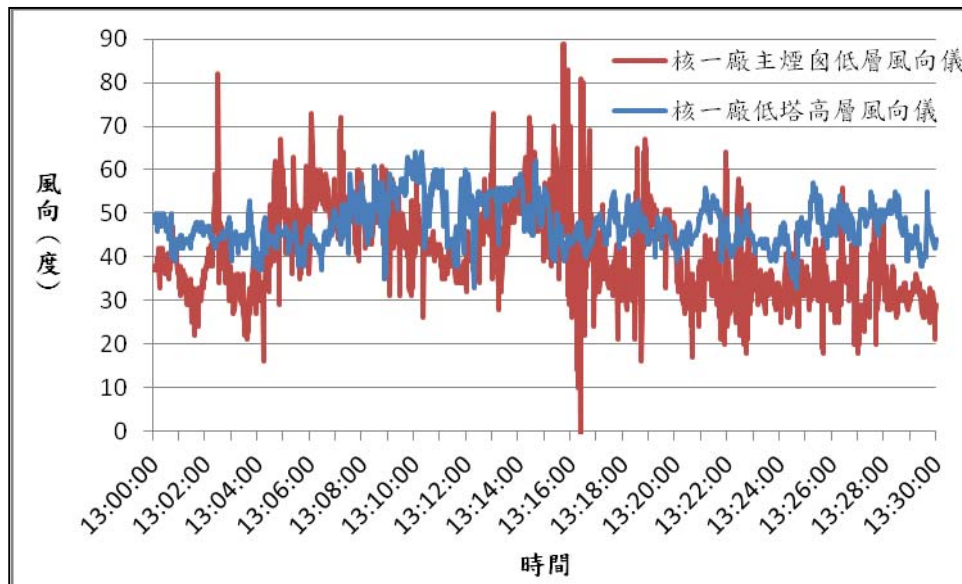


圖 1.7-7 核一廠瞬時風向紀錄

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

事故機屬空勤總隊所有之公務航空器，未裝置座艙語音紀錄器（cockpit voice recorder, 以下簡稱 CVR）及飛航資料紀錄器（flight data recorder, 以下簡稱 FDR），目前我國並無法規要求公務航空器必須裝置任一紀錄器。

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縱系統（multi sensor tracking system, 以下簡稱 MSTs）資料，包括：GPS 時間、經度、緯度、Mode-C 高度、訊號源等。

依據該 MSTs 資料，當日 1300 時事故機從松山機場起飛，往西北飛行至淡水河口，再沿著北海岸飛行，至 1313:08 時後因事故機 Mode-C 高度低於 200 呎，受地形遮蔽影響，MSTs 未涵蓋事故發生期間之航跡。圖 1.11-1 為民航局 MSTs 之平面航跡圖。

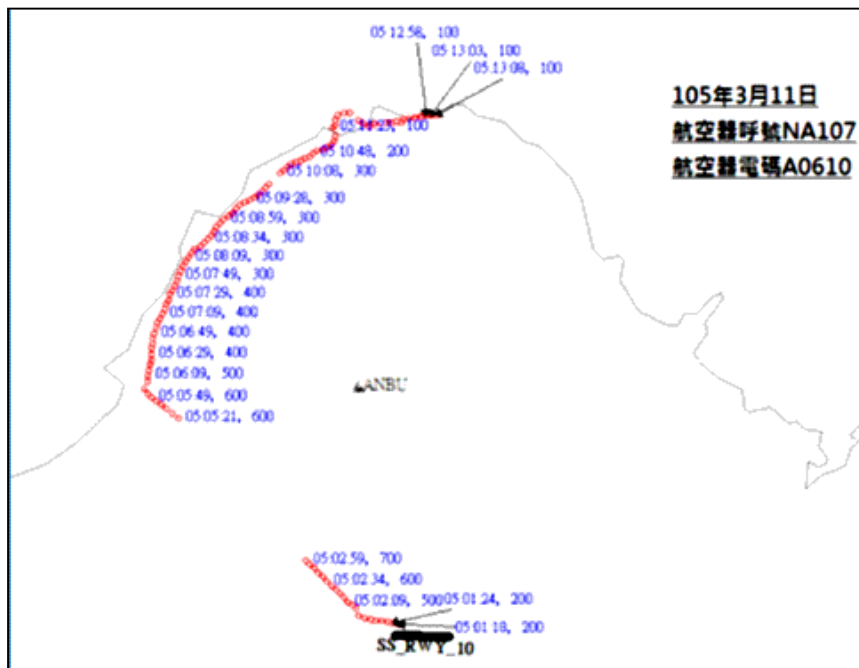


圖 1.11-1 雷達軌跡圖

1.11.2 機載外掛 GPS 接收機資料

本會於事故後取得海巡特勤隊員置於左側機艙頂外掛一台 Garmin 62STC 型 GPS 接收機，經清潔、烘乾後解讀，獲得 GPS 時間、經度、緯度、氣壓高度、地速、航跡角等六項資料。

該具 GPS 接收機最後一組飛航軌跡開始於 0932:33 時直至 1436:29 時，記錄設定為「自動」，飛航軌跡不是逐秒記錄，水平位置精度約 10 公尺。最後 10 分鐘飛航軌跡的取樣率介於 1 秒至 10 秒，且航機移動速度越慢，記錄間隔越久。

事故當日 NA-107 共執行 4 次至德翔台北號貨輪之飛行任務，4 次任務起降時間分別約為：(1) 0950 時至 1000 時；(2) 1026 時至 1035 時；(3) 1038 時至 1047 時；(4) 1300 時至 1317:59 時。事故當日該機的 GPS 飛航軌跡與衛星影像套疊如 1.11-2 及 1.11-3 圖。

該機 GPS 所記錄之氣壓高度參數，於事故發生期間可能因受地面效應及主旋翼的下方氣流影響，造成精度變差⁹。此期間的飛航高度及航向參數係人工比對地面錄影影像及貨輪船高而得，詳附錄一。

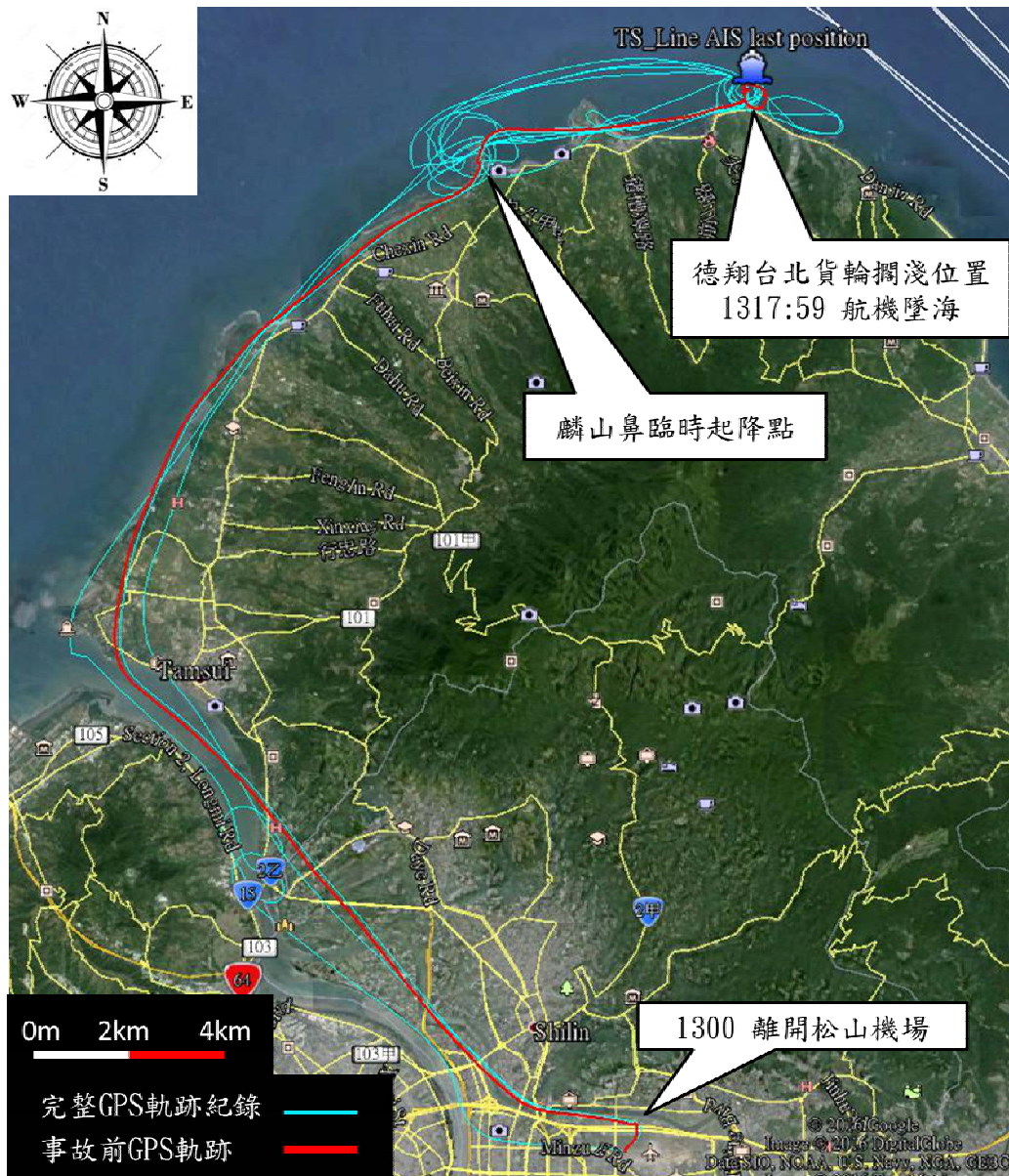


圖 1.11-2 事故機 GPS 航跡與衛星影像套疊圖

⁹ 依據 Garmin 62STC 原廠手冊，高度計自動修正功能預設啓用下，其壓力高度計準確度在 ± 50 至 125 呎間，於較佳衛星連線環境下可準確至 ± 25 至 50 呎間。當氣壓式高度計所計算出之高度值與 GPS 高度值相差太大時，會自動用 GPS 高度值進行校正。

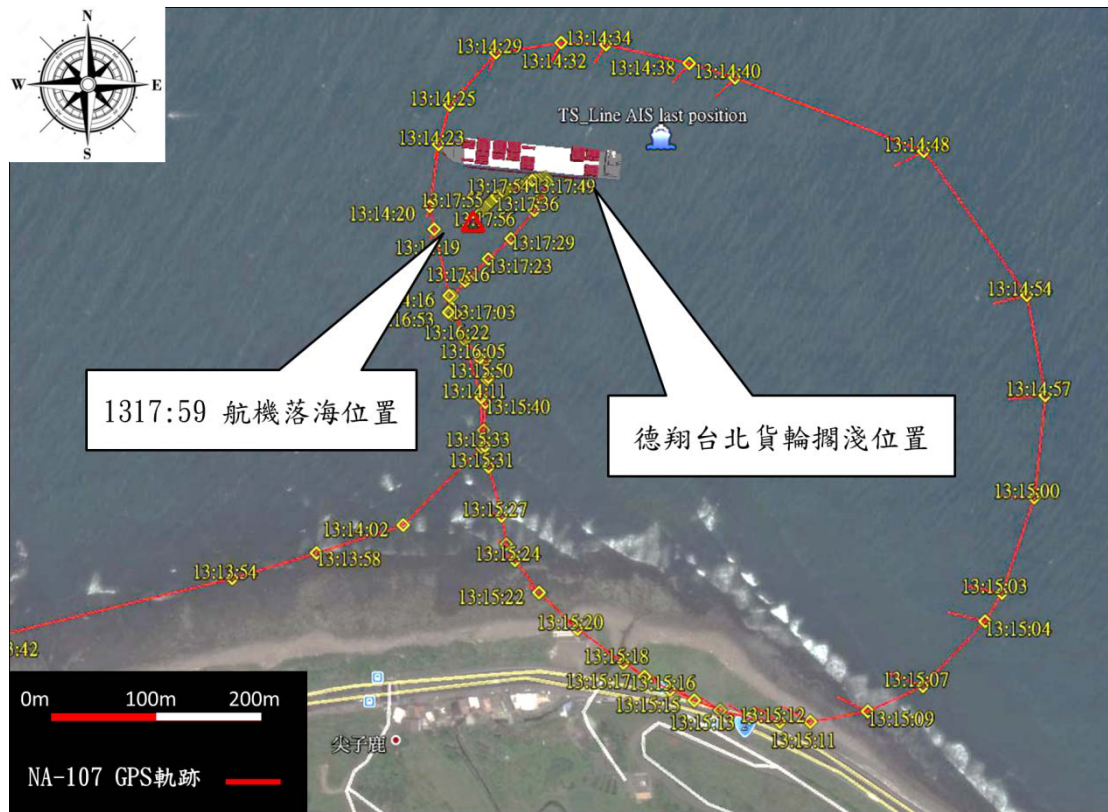


圖 1.11-3 事故機最後 4 分鐘 GPS 航跡與衛星影像套疊圖

事故航段飛航資料摘要如下：

1. 1314:08 時至 1316:00 時期間，航機抵達德翔台北號貨輪附近海域，開始以順時鐘方向繞行貨輪一圈，高度保持在 49 公尺至 81 公尺間。1316:00 時，航機距離貨輪約 190 公尺，貨輪航向約 276 度。
2. 1316:01 時至 1317:42 時期間，航機滯空並逐漸自航向 50 度左轉接近貨輪。此期間該機與貨輪之水平距離由 190 公尺減至 11 公尺；高度由 49 公尺下降至 28 公尺。
3. 1317:44 時，航機航向 17 度，與貨輪之水平距離仍維持約 11 公尺。航機開始向左偏轉 (left yawing)。1317:45 時，該機最接近貨輪，高度約 26 公尺，與貨輪之水平距離約 6.8 公尺，航向約 360 度；4 秒後，該機航向約 302 度，高度約 29 公尺，與貨輪的平面相對距離約 17.5 公尺。

4. 13:17:48 時後，航機向左旋轉趨勢變大，13:17:59 時，該機於貨輪左前方海面墜海，詳圖 1.11-4 所示。

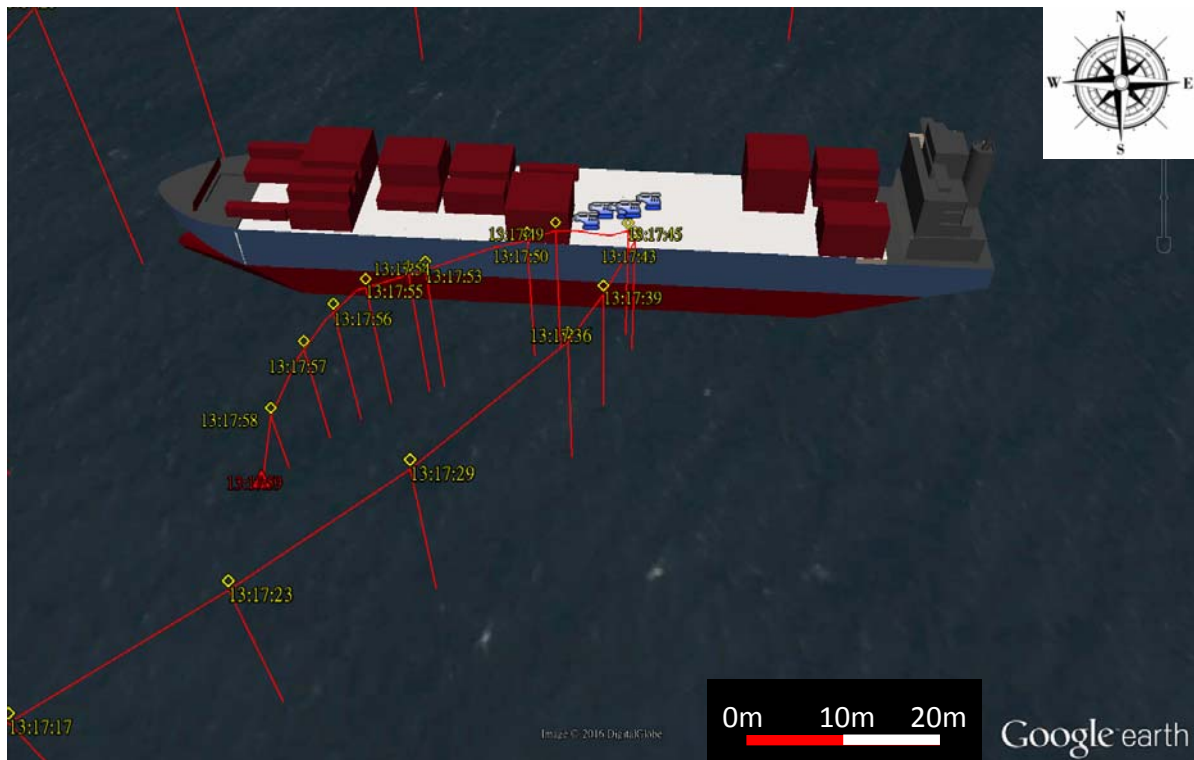


圖 1.11-4 航機墜落海面前軌跡圖

1.11.3 影像資料

本會於現場調查期間陸續取得下列與事故相關的影像資料：

1. 德翔台北貨輪上目擊者拍攝之目擊影片：3 月 11 日取得，影片長度 35 分 23 秒，檔案為 MP4 格式，畫面長度與寬度分別為 1,920 與 1,080 畫素，每秒含 30 幅影像，包含事故過程（影像 A）；
2. 目擊者由岸邊咖啡屋朝貨輪拍攝之事故機作業影片：3 月 11 日取得，影片長度 8 分 25 秒，檔案為 MP4 格式，畫面長度與寬度分別為 1,920 與 1,080 畫素，每秒含 30 幅影像，含事故過程（影像 B）；
3. 事故機右外側機艙頂吊掛裝備上之 GoPro Hero2 攝影機影像：3 月 11 日取得，

記憶卡內有 3 個檔案。第 1 個檔案為事故機當天上午執行兩趟飛至德翔台北貨輪進行人員吊掛任務之影像；第 2 個檔案為事故航班錄影資料，影片長度 34 分 42 秒，檔案為 AVI 格式，畫面長度與寬度分別為 1,920 與 1,080 畫素，每秒含 30 幅影像，包含事故機當天下午任務飛行全部過程（影像 C）；第 3 個檔案為事故發生後直昇機墜入海底之錄影資料，錄影長度 10 分 54 秒。

4. 兩段事故後與救援任務有關的影片：3 月 15 日由空勤總隊取得。

時間同步

調查小組在取得上述錄影資料後，疊合並比對事故過程特徵影像發生時間，將影像 A、B、C 記錄時間同步。同步後三影像開始的時間分別為：

- 影像 A：1315:23 時
- 影像 B：1314:01 時
- 影像 C：1314:21 時（第 2 個檔案）

飛行高度計算

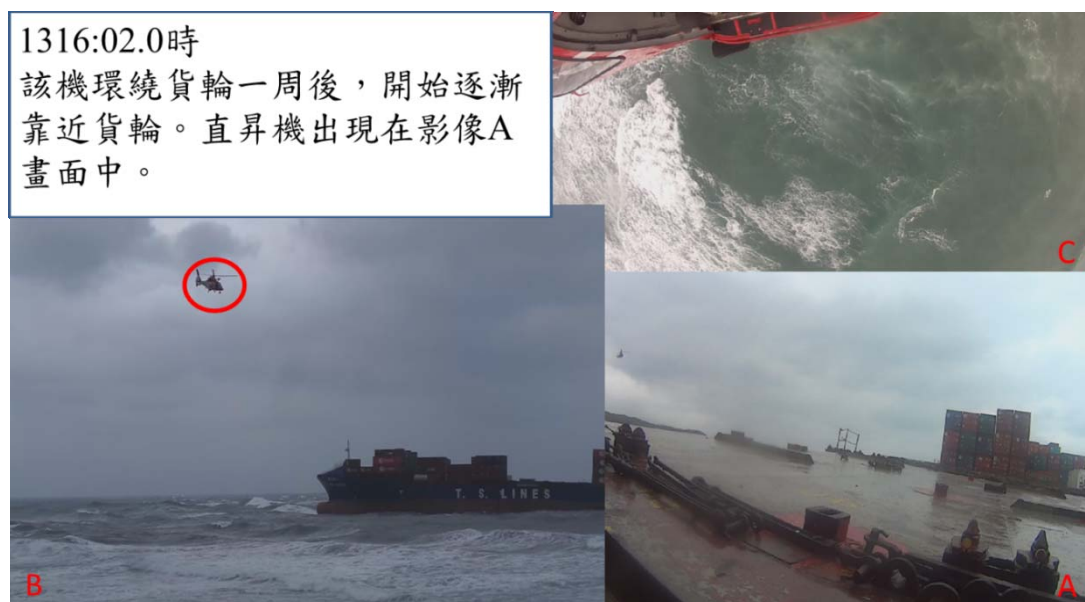
由於事故機外掛 GPS 接收機記錄之氣壓高度參數，在接近海面及甲板時受周遭氣流影響，紀錄高度會低於實際情形，因此調查人員比對影像 B 之內容、拍攝位置及 GPS 軌跡，逐秒計算航機離海平面之可能飛行高度，詳細過程及參數列表詳附錄一。

影像說明

影像 B 開始時，事故機正自西向東飛向貨輪，順時針環繞貨輪一周後，由貨輪南側逐漸靠近貨輪。所有影片經時間同步後，約 1317:11 時，機上一名吊掛人員開始出艙垂降。

航機在靠近貨輪甲板並接近滯空狀態後，機首曾左轉航向約 80 度滯空。隨即

該機姿態右傾並持續以逆時針方向旋轉。吊掛人員因慣性關係連同吊掛繩索被揚起，而此時航機高度開始下降並右偏，吊掛人員撞擊主旋翼面，主旋翼碎片飛出散落，該機下墜高度並撞擊海面沉沒。摘錄數張影片截圖如下：



1317:11.9時
影像C中可見吊掛人員出艙準備垂降，此時直昇機仍持續靠近貨輪中。



1317:43.0時
影像C中吊掛人員已經垂降，直昇機仍逐漸靠近貨輪。



1317:48.0時
三幅影像均可得知直昇機已向左旋轉，與前截圖相比，吊掛人員似保持在相同伸放位置。

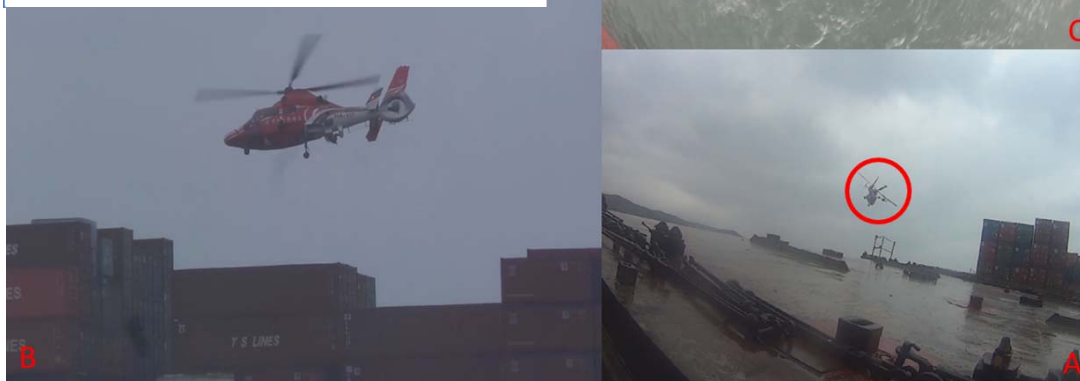


1317:51.0時
直昇機加速向左旋轉，吊掛人員位置有向上收回趨勢。



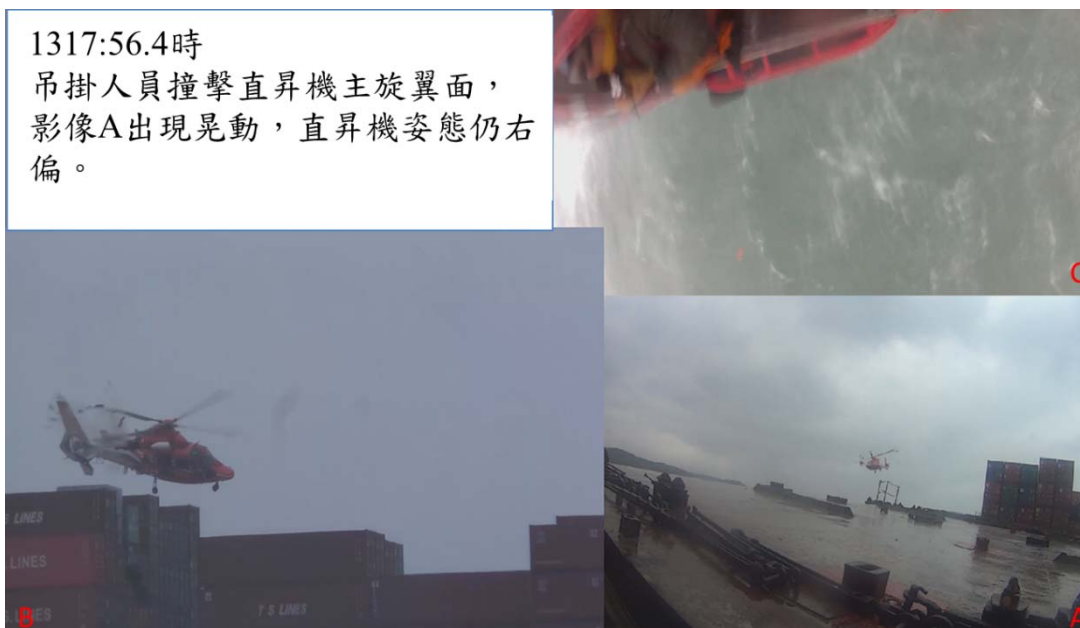
1317:55.9時

直昇機姿態出現右偏(影像A、B)，吊掛人員連同掛繩因慣性被揚起(影像A紅圈處)，並已從影像C中消失。



1317:56.4時

吊掛人員撞擊直昇機主旋翼面，影像A出現晃動，直昇機姿態仍右偏。





以上影片截圖顯示，該機墜海期間未與德翔台北輪及其貨櫃發生碰撞。1317:48 時，該機向左偏航加劇，並伴隨著下降率，此期間機外一名吊掛人員與主旋翼葉片發生碰撞，之後該機以磁航向約 150 度、右坡度約 90 度及很低仰角之姿態撞擊海面，撞擊位置位於德翔台北輪左舷約 50 公尺，如圖 1.11-5 所示。



圖 1.11-5 落水時影像及姿態示意圖

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

1.12.1 殘骸分布

根據事故當日海巡署地面人員的錄影資料，該機落海位置約位於德翔台北貨輪左前側，參考座標北緯 $25^{\circ} 18'5.80''$ 、東經 $121^{\circ} 34'33.02''E$ (詳圖 1.12-1)。該機落海後，機身底部兩側的緊急充氣浮筏展開，機身主殘骸及部分較輕之殘骸碎片適逢退潮漂流至岸邊。該機大部分殘骸分布區位於新北市石門區淡金公路台二線 29.5K 至 30K 之間北側的海岸線，機身主殘骸的參考座標北緯 $25^{\circ} 17'55.03''$ 、東經 $121^{\circ} 34'41.49''$ ，位於德翔台北貨輪東南東方約 400 公尺處，機頭參考航向約 100 度，機身左傾約 100 度，其主旋翼葉片均已斷裂，尾桁斷裂且未附著於主殘骸上 (詳圖 1.12-2)。從主殘骸往西側海岸線搜索，發現部分殘骸碎片散落海岸邊 (詳圖 1.12-3)。



圖 1.12-1 事故機之殘骸分布圖



圖 1.12-2 事故機機身主殘骸外觀圖



圖 1.12-3 事故機機身主殘骸與海岸西側之殘骸碎片分布圖

根據事故當日 NA-516 執行救援任務的錄影資料，約 1420 時，事故機的機身與尾旋翼呈現斷裂但未分離狀態，詳圖 1.12-4。據此研判，該機墜海後漂浮至岸邊過程中，尾旋翼才斷裂脫離機身。



圖 1.12-4 事故當日 NA-516 執行救援錄影擷取畫面

1.12.2 殘骸打撈

1.12.2.1 主殘骸打撈

機身主殘骸在新北市消防局石門及瑞芳分隊協助下，約在事故日 1942 時，該機主殘骸被打撈上岸，約在事故次日凌晨運送至空勤總隊棚場置放。圖 1.12-5 左上為航機主殘骸打撈之情形。圖 1.12-5 右上為殘骸以聯結車裝載固定後，運送至空勤總隊位於松山機場之棚廠暫存（圖 1.12-5 左下及右下）。



圖 1.12-5 主殘骸撈起、運送及暫存

1.12.2.2 尾旋翼及尾齒輪箱打撈

該機墜海後，本會調查小組於多次檢視自不同單位取得的錄相後，確認包覆在垂直尾翼蒙皮內之尾旋翼及尾齒輪箱，於漂流過程中與機身主殘骸斷開，沉沒於擱淺貨輪與主殘骸上岸之間海中，海水深度變化約 1 公尺至 10 公尺且海床滿佈大小不一之礁石。

搜尋尾旋翼及尾齒輪箱打撈作業分為三個階段：

第一階段打撈作業：受限於天氣及海象不良因素，依調查小組規劃搜尋區域，

潛水員於3月13日(搜尋區域如圖 1.12-6 黃色範圍)及16日(搜尋區域如圖 1.12-6 藍色範圍)進行搜尋作業，均未能尋獲尾旋翼及尾齒輪箱。

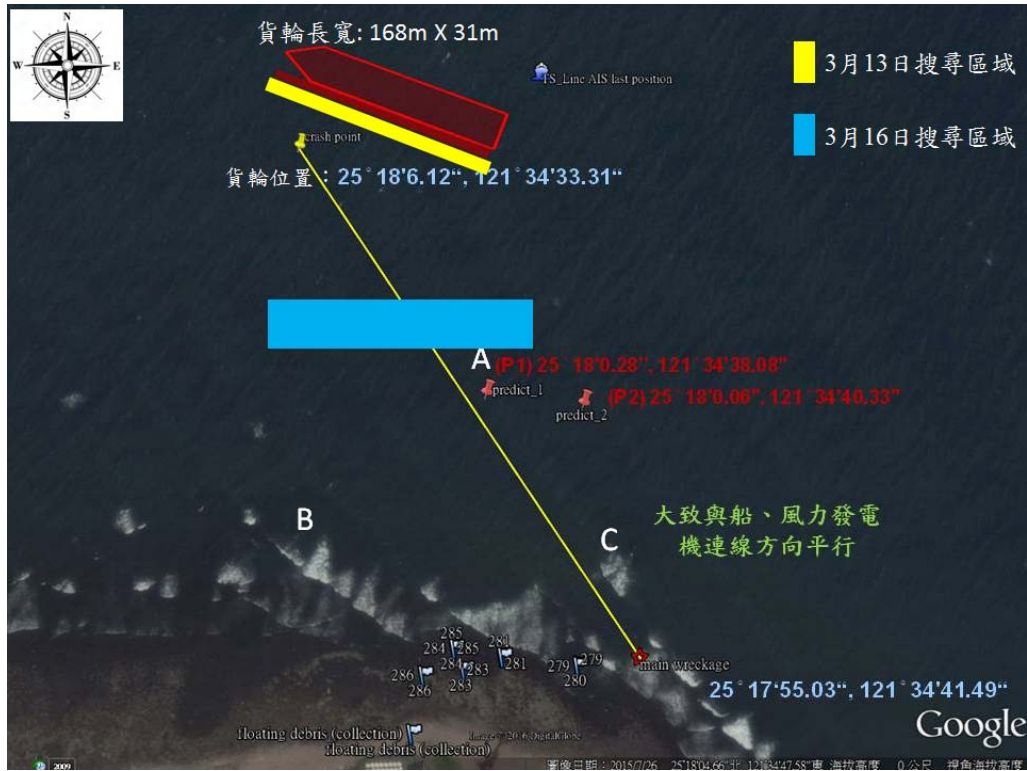


圖 1.12-6 第一階段潛水員搜尋作業區

第二階段打撈作業：委託自強工程顧問有限公司（以下簡稱自強）及銓日儀企業有限公司（以下簡稱銓日儀）二家公司，依調查小組規劃搜尋區域如圖 1.12-7 紅框所示，運用精密儀器進行水下探測及掃描，找出疑似目標物位置後，再由潛水員下水確認或撈取，自強及銓日儀之探測及掃描作業分別於3月18日及3月29日完成。

自強使用 Reson SeaBat 7125 多音束測深儀(multi-beam sonar)及 Reson SeaBat 7125 側掃聲納 (side-scan sonar)，裝載於該公司測量船進行探測及搜尋。自強於4月1日提供調查小組聲納掃描紀錄影像經自強後製處理後之搜尋成果報告後，研判於掃描區共有四處疑似尾旋翼及尾齒輪箱殘骸位置，提供調查小組規劃搜尋區域及疑似殘骸位置，如圖 1.12-7 所示。

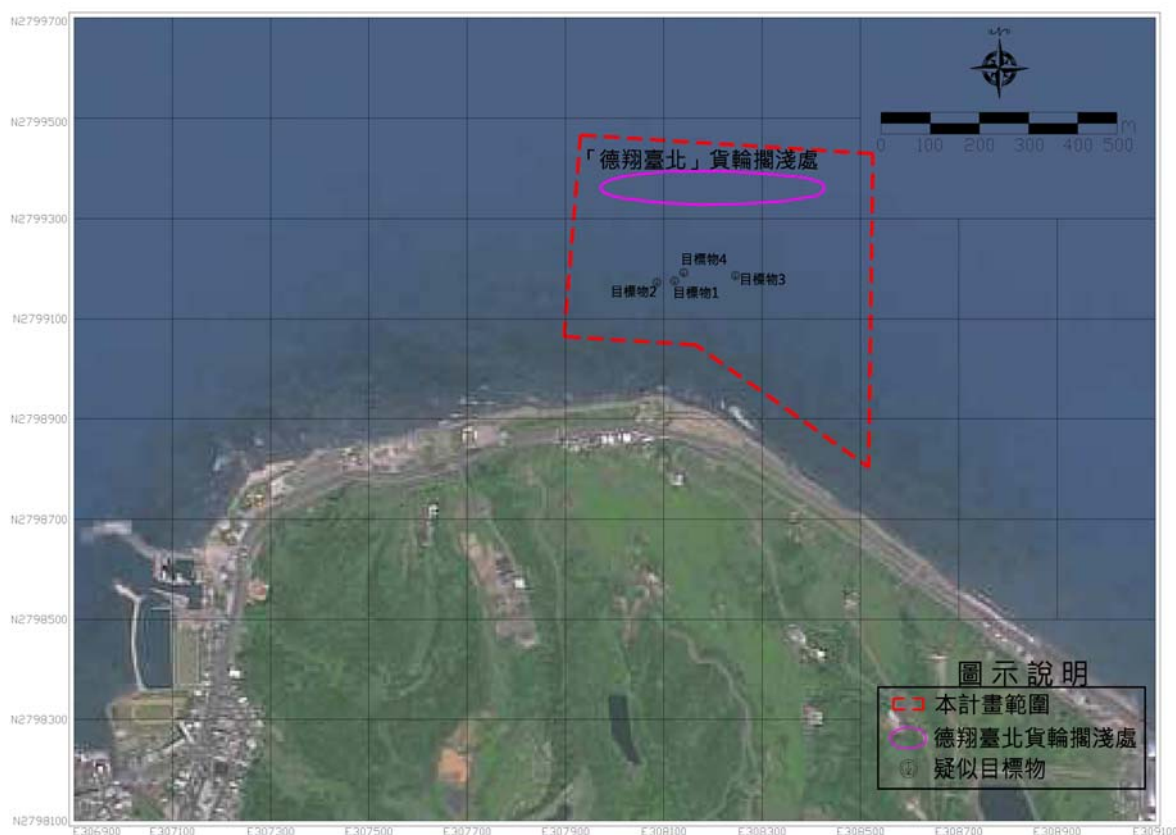


圖 1.12-7 自強公司規劃搜尋區域及疑似殘骸位置

銓日儀使用 Coda Octopus EchoScope 3D 三維圖像聲納等裝備進行探測及搜尋，調查小組規劃搜尋區域如圖 1.12-8 紅框所示，因該公司測量船吃水深度較淺，因而較自強搜尋區域更靠近海岸線，惟銓日儀考量船體安全之最小吃水深度，以及靠海岸線部份區域因海床遍布礁石無法靠近，實際勘測區域之 3D 影像如圖 1.12-8 灰色覆蓋範圍，搜尋區域範圍內並未發現疑似尾旋翼及尾齒輪箱之目標物。



圖 1.12-8 銓日儀公司規劃搜尋區域及搜尋覆蓋範圍

第三階段打撈作業：以潛水員搜尋為主，因受限於天氣及擱淺貨輪漏油影響，新北市政府消防局瑞芳義消潛水搜救分隊、新北市救難協會、臺北市水中運動協會及臺北市水上教練協會等單位於3月18日至4月2日打撈期間，多次出動潛水員搜尋。前述四單位潛水員依調查小組規劃，置搜尋重點於點位座標：(P1) 北緯 $25^{\circ}18'0.28''$ 、東經 $121^{\circ}34'38.08''$ 及 (P2) 北緯 $25^{\circ}18'0.06''$ 、東經 $121^{\circ}34'40.33''$ 附近（詳圖 1.12-8 藍色方框區域），沿海流方向由東向西方向進行搜尋，於4月2日尋獲事故機尾旋翼、尾齒輪箱及部份垂直尾翼，尋獲地點如圖 1.12-9 標示之紅色三角點位置；經潛水員說明，尋獲之尾旋翼及尾齒輪箱卡在礁石下方，因而無法自海面以側掃聲納或三維圖像聲納等裝備直接標定位置。

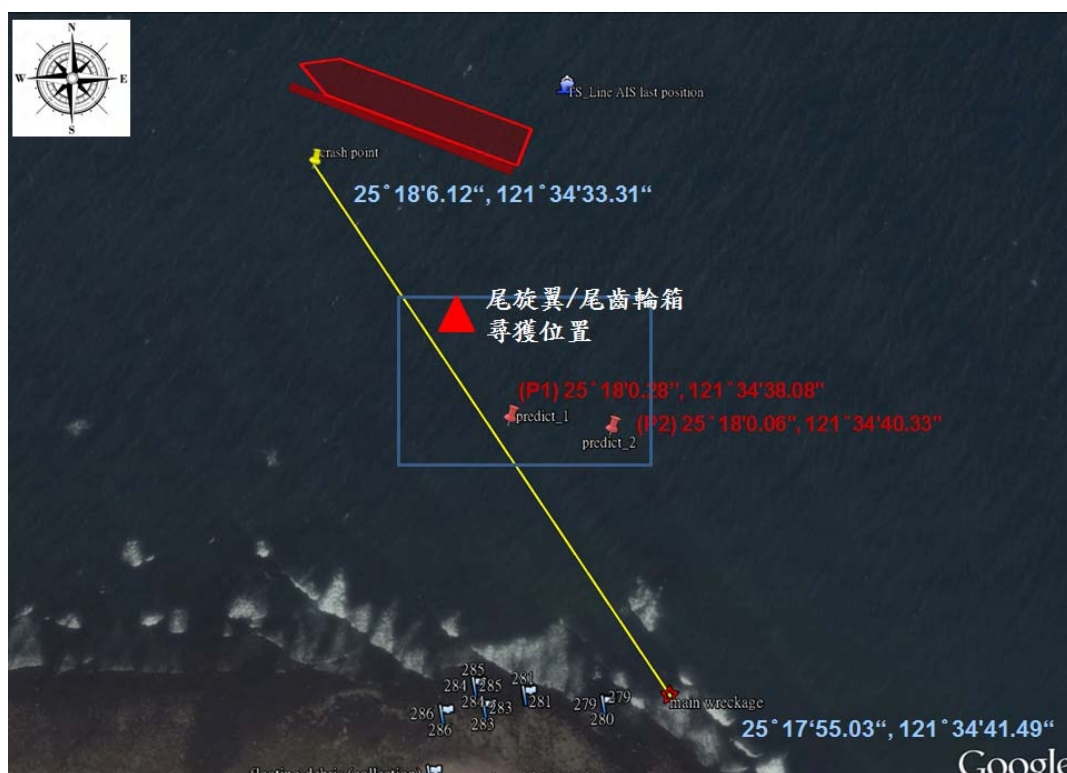


圖 1.12-9 尋獲尾旋翼及尾齒輪箱位置圖

尋獲之尾旋翼及尾齒輪箱在新北市消防局所屬港巡艇協助下打撈上岸，運送至空勤總隊位於松山機場之棚廠存放區。

1.12.3 殘骸檢視

民國 105 年 3 月 12 日至 15 日，專案調查小組（飛安會、法國航空事故調查局、法國空中巴士直昇機公司及空勤總隊等單位）代表，於臺北航空站空勤總隊直昇機棚廠進行本事故調查殘骸檢視作業。專案調查小組依各專業分組分工，執行有關機體結構、飛機系統、發動機系統之勘驗，所有機體結構之損害皆為事故後航機與海面及海底岩石之撞擊，或打撈與運送時之碰撞所致。

殘骸檢視結果摘要分述如下。

1.12.3.1 機體

機身右側大致完整，艙門玻璃脫落，機身左側蒙皮部分凹陷變形，艙門脫落，機首整流罩凹陷變形，擋風玻璃脫落，尾桁斷落，詳圖 1.12-10。



圖 1.12-10 機體損害情形

該機殘骸打撈上岸後，本會調查人員以雷射掃瞄儀測量其主殘骸的外觀受損情況，並與另一架同型機比較結果，詳圖 1.12-11 及圖 1.12-12。

雷射掃瞄分析顯示，該機之機身右側存在多處向內凹痕，其結構損害源自於墜海瞬間的強大撞擊力量；該機機身左側有多處不規則磨擦掉漆痕跡並沾有泥沙，係因墜海後隨海浪拍打上岸時與礁岩磨擦所致。



圖 1.12-11 NA-107 航機主殘骸右側掃描比對結果



圖 1.12-12 NA-107 航機殘骸左側掃描比對結果

1.12.3.2 駕駛艙

正、副駕駛座之迴旋桿、集體桿等飛行操控桿、方向操控踏板，皆於定位且完整，其與伺服控制輸入桿之間的連結機構亦完整無損害。該機構動作之正確性亦經驗證無誤。

駕駛艙儀表除數據或指針歸零或破損儀表外，勘驗完整。

1.12.3.3 主旋翼機構

主旋翼頭仍與主齒輪箱連結，主齒輪箱外表無損害或熱損現象，詳圖 1.12-13

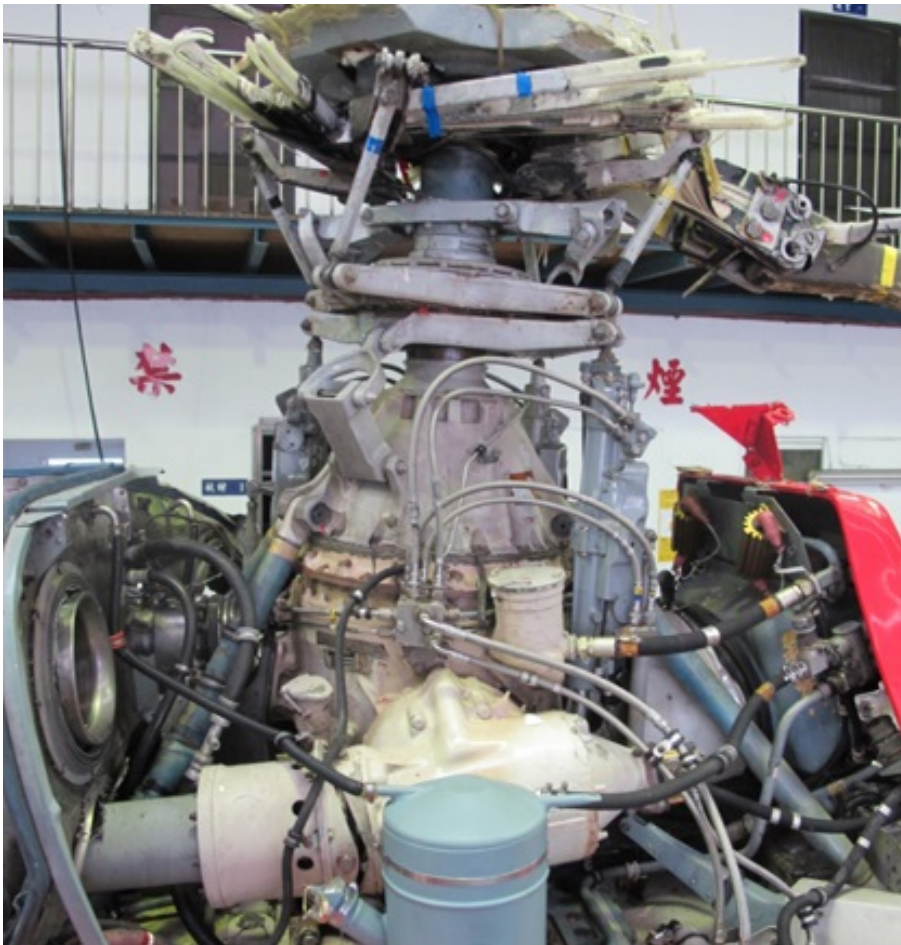


圖 1.12-13 主旋翼頭、主旋翼及主齒輪箱損害情形

1.12.3.4 傳動機構

左聯軸器斷裂（詳圖 1.12-14 左），右聯軸器正常（詳圖 1.12-14 右）；扭力傳動軸前段斷裂（詳圖 1.12-15）；扭力傳動軸後段與變矩操控連桿皆於尾桁斷落處斷折（詳圖 1.12-16）。

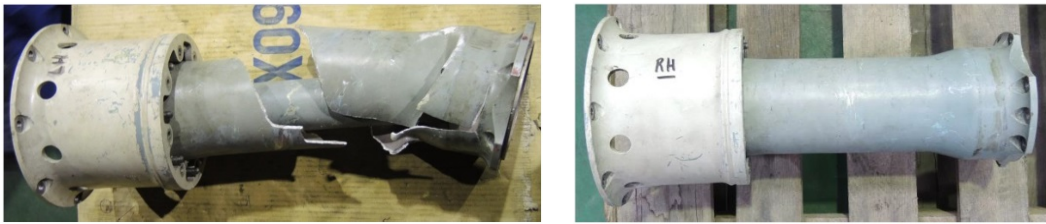


圖 1.12-14 左右聯軸器



圖 1.12-15 扭力傳動軸前段斷裂情形

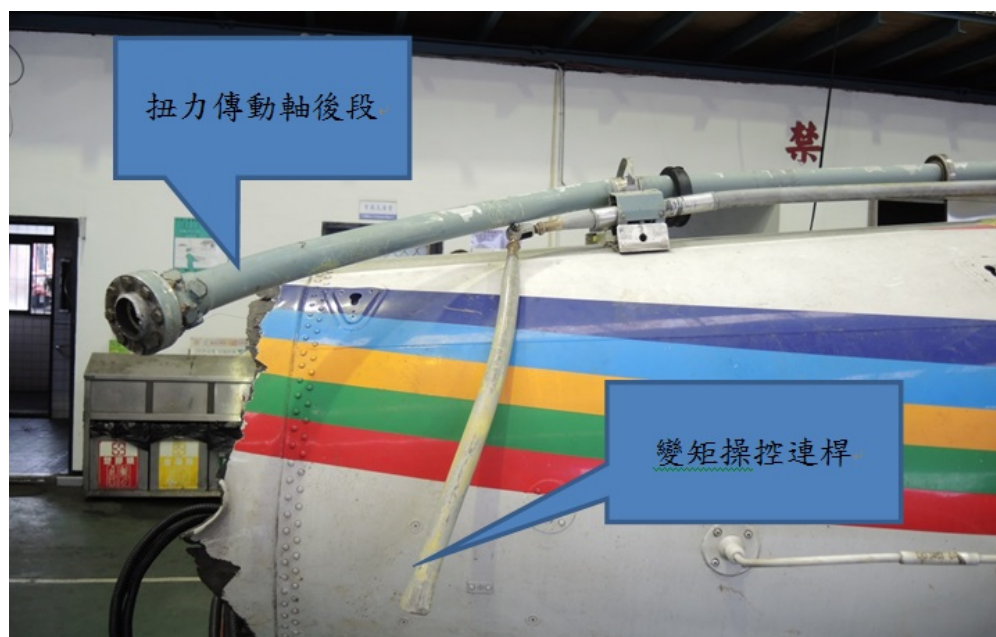


圖 1.12-16 扭力傳動軸後段與變矩操控連桿斷折情形

1.12.3.5 尾旋翼齒輪箱

尾旋翼齒輪箱機構包括尾旋翼片與尾齒輪箱。尾旋翼片凸面呈摩擦撞擊損害，碳纖複材損失面積較多；尾旋翼片凹面呈拉扯撕裂損害，碳纖複材損失面積較少，葉片前緣包覆之金屬呈翻捲變形及變紅褐色；尾齒輪箱，外罩脫落遺失，內部元件有鏽蝕現象，外觀堪稱完整，詳圖 1.12-17 及圖 1.12-18。拆下尾齒輪箱磁性堵頭檢視發現無金屬屑附著，詳圖 1.12-19。尾齒輪箱拆檢發現變矩軸承螺帽側內環擋肩磨失，軸承外環位移至螺帽側，詳圖 1.12-20 至圖 1.12-25。



圖 1.12-17 尾旋翼片及尾齒輪箱損害情形（一）



圖 1.12-18 尾旋翼片及尾齒輪箱損害情形（二）



圖 1.12-19 尾齒輪箱磁性堵頭



圖 1.12-20 尾齒輪箱變矩控制軸端



圖 1.12-21 尾齒輪箱變矩控制桿端



圖 1.12-22 變矩控制軸、變矩控制桿及軸承之相對位置



圖 1.12-23 拆解軸承作業中



圖 1.12-24 軸承螺帽側內環擋肩磨失



圖 1.12-25 軸承外環位移至螺帽側

1.12.3.6 發動機

左/右發動機

左/右發動機壓縮器與渦輪機尚稱完整，詳圖 1.12-26。發動機壓縮器與渦輪機之轉軸仍可以手轉動。拆下的電子及手動磁性堵頭無金屬屑殘留發現，詳圖 1.12-27 及圖 1.12-28。滑油及燃油過濾器無雜物殘留，詳圖 1.12-29 及圖 1.12-30。



圖 1.12-26 左/右發動機壓縮器與渦輪機損害情形



圖 1.12-27 左發動機電子磁性堵頭無金屬屑殘留



圖 1.12-28 左發動機手動磁性堵頭無金屬屑殘留



圖 1.12-29 右發動機電子磁性堵頭無金屬屑殘留



圖 1.12-30 右發動機手動磁性堵頭無金屬屑殘留

滑油進油管及通氣管路接頭止滑標識

左發動機上有軸承滑油進油管及通氣管之 2 只管路接頭無止滑標識，詳圖 1.12-31；右發動機上有 2 只同樣管路接頭無止滑標識，詳圖 1.12-32。

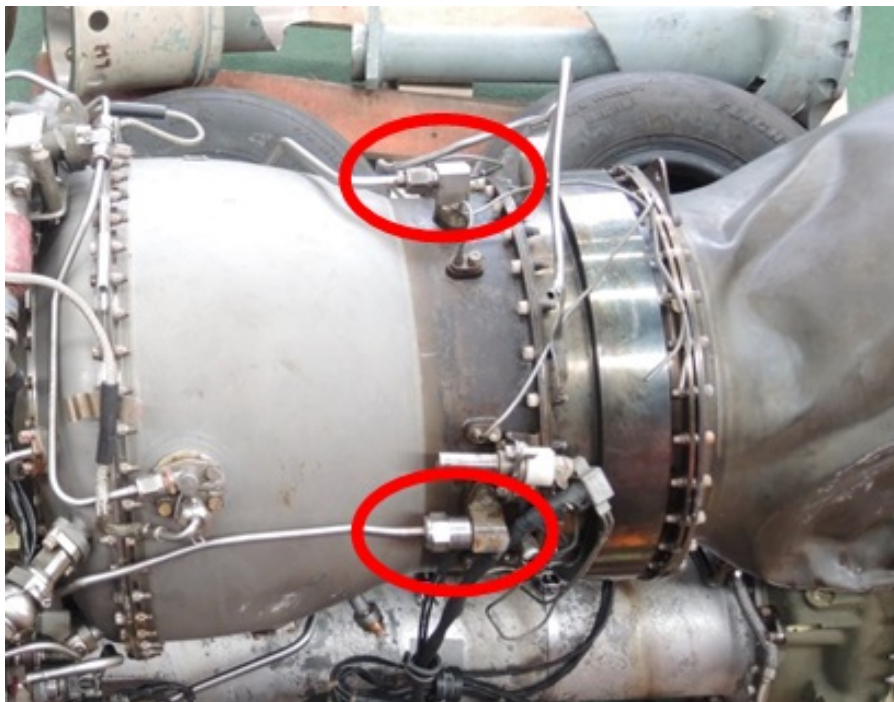


圖 1.12-31 左發動機上無止滑標誌的管路接頭

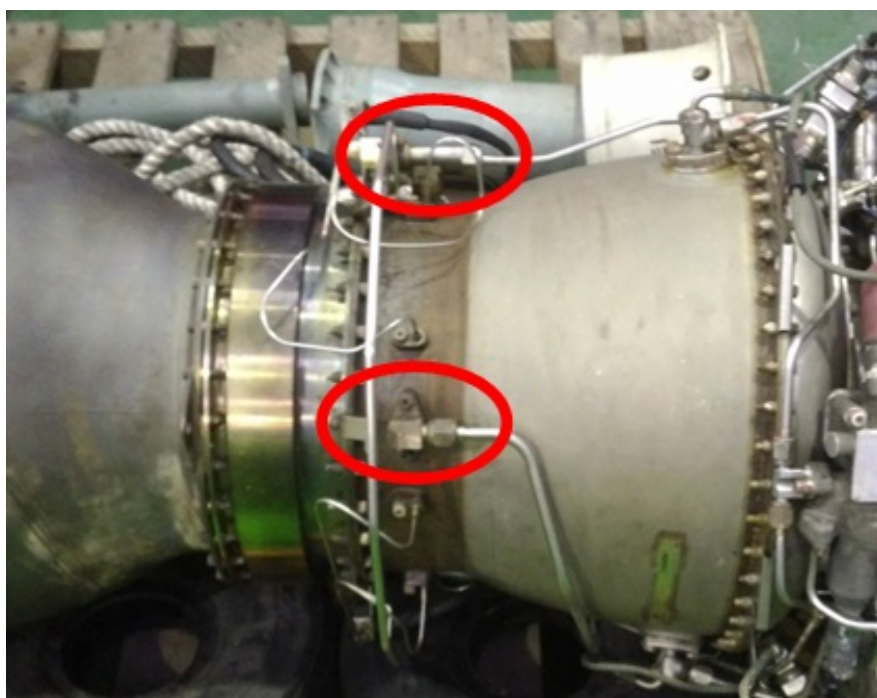


圖 1.12-32 右發動機上無止滑標誌的管路接頭

1.13 醫療與病理

依法醫相驗報告書：事故機吊掛在外之海巡特勤 A 員遭主旋翼撞擊死亡；事故機正駕駛員係溺水及腹腔出血死亡。

1.14 火災

無相關議題。

1.15 生還因素

1.15.1 任務執行及緊急逃生

1.15.1.1 行前裝備檢查

依生還人員訪談紀錄，事故當日上午空直公司維修人員執行該機吊掛裝置例行性檢查，之後機工長曾配合海巡特勤隊員，再以操作手柄放下 3-5 呎鋼索，檢查鋼索是否有斷絲及鳥籠損壞，之後以門把緊急操縱開關收回鋼索，至止擋偵測

開關處，數秒後等到緩衝彈簧收到緊，回收滾珠會轉動，測試燈亮綠燈，當日檢查均正常。

1.15.1.2 任務執行

依生還人員訪談紀錄，因該機機組人員沒有此類運送人員上下貨輪經驗，上午人員運送前曾空勘 2 次，正駕駛員決定採滯空 1 米方式，把機側踏板放下，人員踩踏板加確保繩，分次順利完成人員運送上船任務，之後返回松山機場待命。

約 1230 時，事故機組員收到人員需撤離通知，因此時風浪變大，考慮若用早上滯空踩踏板拉確保繩上機方式不安全，因此機組員間討論後，決定使用行進間吊掛海巡特勤隊員至目標區，再一次吊一位船上人員上機之方式。該機沿海岸接近貨輪後，以順時針繞船飛行，到 5 邊後機工長詢問駕駛員是否開艙門，當時空速低於 40 海浬，正駕駛員同意開艙門，正駕駛員開「RPM365」強制開關，並將緊急浮筒開關開到「ARM」位置。

之後機工長開始執行吊掛裝備檢查，將吊掛頭給海巡特勤 A 員進行勾接，機工長再次檢查確認海巡特勤 A 員安全勾接，距貨輪目標區相對位置¹⁰倒數 40-30 時，機工長將海巡特勤 A 員緩慢下放約 3 公尺，相對位置倒數約 30-20 時，機工長感受到有穩定持續的強勁右側風，當時事故機有向左偏離航向，機工長請正駕駛員修正後，航機繼續前進，因為該機還在降低高度，因此機工長不敢將海巡特勤 A 員下放太多。

當快接近貨輪船舷側相對倒數約 10 時，機工長準備再繼續下放時，機頭很平順的向左轉，機工長詢問駕駛員：「教官你是要重飛吧？那我人員現在要收回來。」，不等正駕駛員回答，機工長馬上將海巡特勤 A 員全速回收，回收約 2 秒鐘後，而吊掛繩索約收至 2 公尺時，吊掛馬達就進入系統設定的慢速程序，此時直昇機開始快速逆時針打轉失控，機工長及副駕駛員沒有聽到任何駕駛艙儀表有警告聲

¹⁰ 對於目標區使用目視估計的相對距離百分比，倒數 100-0。

或異音，吊掛在外的海巡特勤 A 員因此被旋轉離心力甩上來，旋轉幾圈後，主旋翼翼面撞擊該員，主旋翼散裂，發動機立即關斷停止，之後直昇機就墜海，機工長敘述發動機關斷停止的聲音和該機組員早上觀看宣教影片中，主旋翼打到鋼繩後發動機關斷的聲音一樣，副駕駛員敘述曾在該機墜海前按壓集體桿上啓動緊急浮筒鈕，撞擊水面前該機應是右傾朝下。

1.15.1.3 緊急逃生

依生還人員訪談紀錄，墜海後直昇機翻覆，客艙內黑暗，客艙左側較高，有一小氣室，機工長打開客艙左側門，分別逃出，該 2 員浮上水面後仍未解開確保繩，此時見到正、副駕駛員已逃出機外，之後機工長解開快扣才脫離確保繩，海巡特勤 B 員因難以解開 D 型環，因此脫掉全身式吊掛帶才脫離。

副駕駛員敘述該機落海後，先拉艙門緊急釋放手柄，等水進來後，才拉開安全帶，將門打開脫離，出水面後拉頸部浮囊充氣繩，順利充氣。

機工長原在左主輪旁漂浮，後來爬上左後機腹，海巡特勤 B 員爬上機腹抓住前輪後天線，正駕駛員原在左側探照燈旁，後來也爬到機腹中段，副駕駛員一直在副駕駛座門外漂浮，手抓著浮筒繩，期間正駕駛員嘗試將副駕駛員拉到機腹上，沒有成功，之後一大浪才將副駕駛員推送至機腹上待援，當時生還 4 人都清醒。

依海巡救援艇錄影資料：落海後，正、副駕駛員穿著簡易式救生衣，浮囊均正常充氣；機工長穿著標準型救生衣型號 745-1T，搭配低厚度頸部浮囊#740，浮囊正常充氣；海巡特勤 B 員未穿著救生衣。

事故機一度漂流接近貨輪，但仍有一段距離無法讓人員沿梯子上船，貨輪上人員曾丟 1 無牽引繩的救生圈，但因距離太遠，救生圈被海流沖走，待援期間海浪約有 2 層樓高。

1.15.2 救援

依國搜中心處置紀錄表、空勤總隊救援報告、消防署救援報告、海洋總局救援過程說明、救援艇錄影資料及事故機生還人員、空勤救援機及救援船艇人員訪談紀錄，綜整如下，各單位時間差約 2~3 分鐘內。

1.15.2.1 通報

事故發生後，約 1318 時，環保署在現場人員以電話通知空勤 1 大 1 隊該機失事，該隊轉知空勤勤務指揮中心。

1320 時國搜中心接獲空勤勤務指揮中心通報事故；國搜通報各單位：空勤 NA-107 機，機載 5 人，新北石門外海（北緯 25° 18'、東經 121° 34'）執行吊掛墜海。

1321 時國搜通知海巡署勤務指揮中心、空勤總隊勤務指揮中心轉知在事故現場附近的海巡署 PP10018 艇（簡稱 PP18 艇）、空勤 1 大 1 隊、1 大 2 隊派機船前往救援。

1322 時國搜通知空軍救護隊執行救援；1322~24 時消防署通知基隆市/新北市消防局前往救援；1325~27 時國搜通知漁業署及基隆電台廣播漁船協助。

1.15.2.2 派遣

1338 時空勤 1 大 1 隊 AS365 型機（編號 NA-101，簡稱 A 機），松山機場起飛，機載駕駛員 2 名，機工長一名，無吊掛裝備及人員；1340 時空軍救護隊 S70C 型機（簡稱 S 機）松山機場起飛；1345 時空勤 1 大 2 隊 UH-1H 型機（編號 NA-516，簡稱 U 機），松山機場起飛，機載駕駛員 2 名，空勤機工長 1 名及特搜隊員 2 名（EMT2¹¹資格），具吊掛裝備。

1.15.2.3 救援行動

¹¹ 緊急醫療中級救護技術員（Emergency Medical Technicians, EMT2）。

1. 救援海巡特勤 B 員

1332 時海巡署 PP18 艇抵達現場，仰翻事故機腹上有 4 人待救援，海巡 PP18 艇靠近事故機後，拋擲救生圈，機工長接到後交給海巡特勤 B 員，海巡特勤 B 員接到救生圈後入水。

1343 時 PP18 艇救起事故機海巡特勤 B 員。

2. 救援正駕駛員及機工長

約 1350 時 PP18 艇再度接近漂流中的事故機，剩有 3 名人員待救，依生還機工長訪談紀錄：PP18 艇人員曾拋擲 3 次救生圈後，由事故機機工長取得 2 個救生圈，將其一交給身旁的正駕駛員，兩人一起入水，分別單手勾附各自救生圈，由 PP18 艇人員以救生圈上牽引繩拉回，海巡人員在拉機工長時，當時海流把正駕駛員往外海帶，機工長表示：正駕駛員曾在機工長的前方漂過，2 個救生圈牽引繩子是纏在一起，因此 PP18 艇人員有一起拉到正駕駛員及其救生圈。

另 PP18 艇輪機長表示：當時丟 2 個救生圈給待救人員，但兩個牽引繩是纏在一起的，一個在拉時感覺沒有拉到人，另一個被機工長拉到，艇上海巡人員便一邊解繩子一邊將機工長拉上來；另一個救生圈跟著機工長一起被收回。機工長因已沒體力，靠近 PP18 艇側後，用腳勾住救生網，實在無力攀爬救生網，艇上海巡人員請他穿過救生圈企圖將他拉上巡防艇，但因身上救生衣浮囊已充氣而穿不過去，之後奮力穿過架在救生圈上，PP18 艇人員齊力拉牽引繩才將他拉上巡防艇。此時艇上人員有聽到直昇機旋翼聲音，即站立於艇首處指引直昇機前往救援。

1357 時 PP18 艇救起事故機空勤機工長；U 機抵達目標區開始搜救。

依 PP18 艇艇長訪談紀錄：救起兩員後，因事故機離岸太近，PP18 艇若靠近

會影響到艇上人員之安全，且當時風速 6-7 級/陣風 9-10 級，浪高 4-5 公尺，無法放下小艇，加上後艙人員告知艇長救起之機工長很不舒服，所以艇長透過觀通機¹²（海巡內部通聯頻道）告訴 2 艘海巡支援艇，要將 2 名救起之傷者先送回去，艇長表示 PP18 艇人員目視搜尋到副駕駛員及海巡特勤 A 員，曾以手勢示知直昇機後，才離開現場返回基隆港。

3. 海空救援單位指揮通訊聯繫

1348 時 A 機抵達現場開始搜尋；依空勤救援報告表示：抵達現場後，A 機主導空中觀測指揮救援任務，並以海上搜救 156.375MHZ 頻率與海巡 PP18 艇構聯，協調相關救援資訊，但未獲回應；另依海巡署船艇人員訪談紀錄及救援過程說明，直昇機抵達現場時，PP18 艇曾使用觀通機及無線電 VHF（156.8MHZ Channel 16, CH16）呼叫直昇機，無線電均未獲回應，後指派艇員站立船首以手勢引導直昇機待救者位置，直至離開事故現場前，並無通聯到任何直昇機（A 機及 S 機）。

1350~52 時 S 機抵達現場於 1,000 呎高度盤旋，並以航管 119.5MHZ 頻率與 A 機成功構聯。

4. 救援正、副駕駛員

1405 時 A 機發現事故機副駕駛員在墜海飛機上，無線電通知 U 機實施救援吊掛作業；1410 時 U 機發現副駕駛員時，副駕駛員位於事故機機腹天線處，U 機之特搜隊員隨救生吊環下吊，將副駕駛員吊掛上機，上機時生命徵象穩定，後給予毛毯保暖及心理支持。

1412 時 U 機發現正駕駛員時正駕駛員已仰漂在海上，無行動反應，U 機之特搜隊員隨救生吊籃下吊救援，正駕駛員被救上機時，救生衣有部分消氣狀況，有溺水水腫徵兆，初判已無生命跡象，機上持續實施心肺復甦術及強迫給氧急救。

¹² 無線電通訊裝備。

1415 時 U 機完成正、副駕駛 2 員吊掛。

5. 救援海巡特勤 A 員

1412 時 A 機標定事故機海巡特勤 A 員位置，以無線電指揮空軍 S 機進行吊掛，S 機接近海巡特勤 A 員後，因海象超過 2 級，不符空軍搜救教範之人員下水安全規定，正駕駛員經組員討論決策出艙下水，並採不脫鉤吊掛方式，完成執行救援任務。

1418 時空軍 S 機完成海巡特勤 A 員吊掛任務，該員上機時已無生命跡象。

6. 後送

1423 時 U 機抵達北榮樓頂落地，1432 時北榮人員接收正、副駕駛 2 員進行急救；1427 時 S 機落石門國小，轉送海巡特勤 A 員至台大醫院金山分院；1440 時 A 機離開事故區返回松山機場，1450 時松山機場落地；1445 時 PP18 艇抵達基隆港，轉送海巡特勤 B 員及機工長至衛服部基隆醫院，1456 時抵達。

1.15.3 生還相關裝備及程序

1.15.3.1 救援吊掛系統

該機吊掛裝備為 BF Goodrich 公司產品，型號為 76378260D 之電子可變速吊掛系統，依組件維護手冊（CMM25-64-99）維護及操作，該機吊掛系統基本性能摘錄如下。

- 最大操作負載：600lb
- 操作長度：90m
- 操作速度：0~0.75m/sec
- 操作角度：±20

該系統當全速 0.75 公尺/秒向上收，距剩 2 公尺時會變慢速 0.25 公尺/秒，以保護吊掛頭不會因高速撞擊損害，至吊掛頭止檔碰觸微開關停止，2 秒後再上收

壓縮彈簧 10 公分歸位。

若吊掛繩索操作角度大於 20° 至 90° 後可能碰觸微開關，會因此暫時停止 2 秒再重新作動。

該機吊掛繩索停止於長度 184 公分處，至吊掛扣環共長 198 公分。

使用吊掛裝置的海巡特勤 A 員身高 172 公分，體重為 85 公斤，身上的救援裝備共 8.7 公斤重，受吊掛時約 94 公斤重。

1.15.3.2 炸斷鋼索時機

飛航手冊 SUP11 說明駕駛員集體桿及機外吊掛器上控制面板均有緊急炸斷鋼索開關裝置，如圖 1.15-1 及 1.15-2，機工長另配置鋼剪可手動剪斷鋼索。

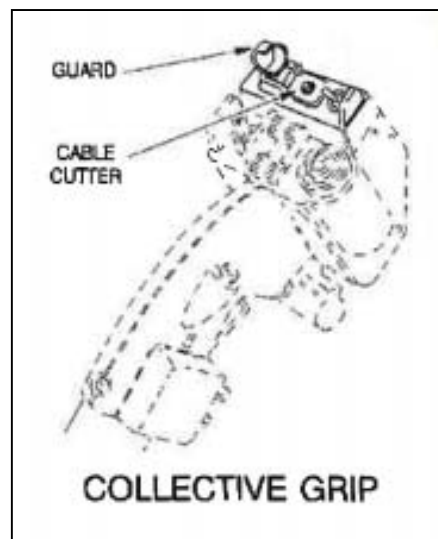


圖 1.15-1 集體桿緊急炸斷鋼索開關裝置

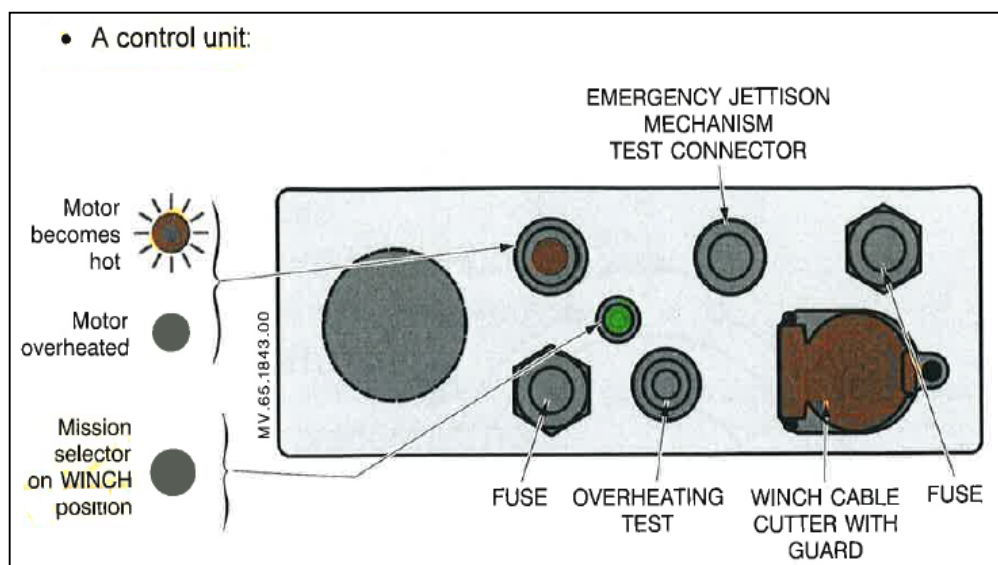


圖 1.15-2 機外吊掛器上緊急炸斷鋼索開關裝置

空勤訓練教範簡報「空勤救護吊掛程序與指揮術語」緊急狀況處理:發生發動機失效時,若高度足夠時,儘速收起人員;若不及收回時,則報人員距地高度(全程報),由機長決定炸斷時機;若無人則立即炸斷。

空勤 CMM 25-64-99 組件維護手冊 page 6 敘述:剪切鋼索火藥裝置(A Cable Shearing Pyrotechnic Device)由操作吊掛人員或駕駛員,於不安全狀況中啓動。

空勤人員訪談紀錄:空勤總隊在外籍教師授課時期,約有一半人應該都有學習到炸斷鋼索時機原則,但是後進人員,並沒有類似課程,端靠平時和資深同事交談學習,原則上炸斷時機是正駕駛員同意,或是要落水或迫降時,當快接近海面時,喊 123 再炸掉。

空勤訓練教範簡報檔「AS365 繩索下降飛機引導術語及手勢」緊急狀況處理:

五.引擎失效:如時間許可,若無人則立即(切斷、拋棄)繩索。

空勤訓練教範簡報檔「救護吊掛指揮操作 AS365」緊急狀況處理:

7.引擎失效

(1). 若高度足夠時、儘速收起人員

(2). 若不及收回時、則報人員距地高度（全程報）、由機長決定炸斷時機。

(3). 若無人則立即切斷

問卷訪談空勤其他 AS365 駕駛員多數表示：過去訓練時有關炸毀鋼索之時機部分，多為假設吊掛過程中吊掛系統故障或發生單發動機失效，基本原則就是機工長要在人員接近地面或海面時，炸毀鋼索；但是過去的訓練並未討論滯空時，尾旋翼故障或失效時，發生直昇機打轉的狀況，如何決定炸斷鋼索。

1.15.3.3 緊急浮筒使用

依法國事故調查局提供之技術報告內文及空勤 AS365N3 飛行手冊 SUP14 所述：該機有兩組緊急浮筒組，裝設於直昇機左右兩側，每一組前後有 1 圓柱型 3 氣囊浮筒及 1 球型浮筒，每一緊急浮筒組有各自充氣系統，由獨立壓力計的 2 充氣瓶分別充氣，充氣時間約 2.5 秒（圖 1.15-3）。

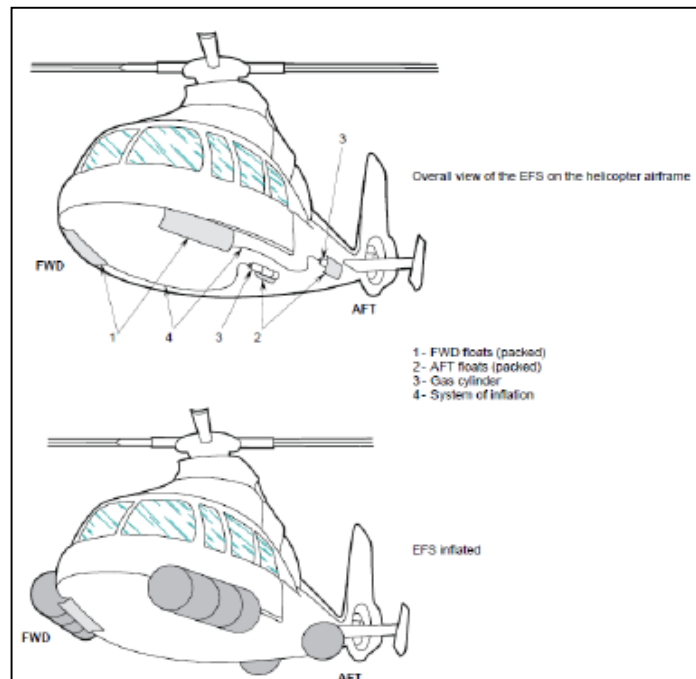


圖 1.15-3 緊急浮筒及氣瓶位置

當浮筒沒有充氣時，由一厚布料包裹及多個塑料鉚釘固定在機身上，如圖 1.15-4。



圖 1.15-4 未充氣的緊急浮筒外包裝

該直昇機並未裝設浸水自動啓動充氣裝置，因此須將備動裝置切至 ARM（圖 1.15-5），由組員手動啓動集體桿上緊急浮筒啓動鈕（圖 1.15-6）。

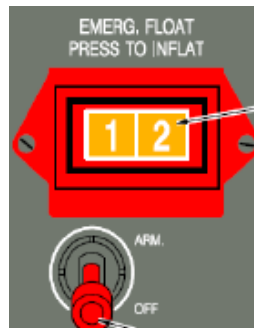


圖 1.15-5 緊急浮筒備動開關

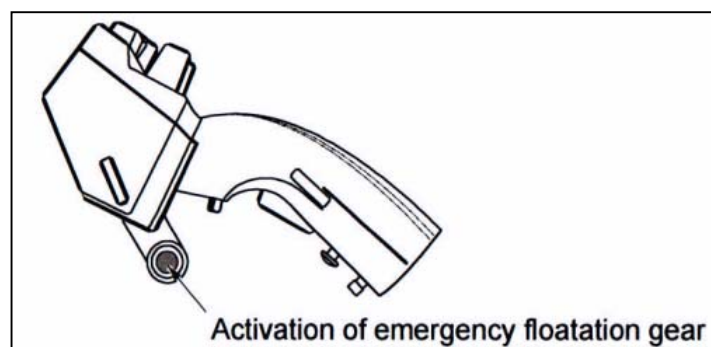


圖 1.15-6 集體桿上緊急浮筒啓動鈕

依調閱事故機落水翻覆時之影像：左前浮筒、左右後浮筒均正常充氣，右前浮筒未充飽氣。檢視 2 具充氣瓶壓力計指針均為零，顯示充氣機制已作動。

調查檢視：右前浮筒與充氣瓶管子正常連接，每氣囊單向閥充氣測試無阻塞；右前浮筒之前氣囊及中氣囊有撕裂狀況，後氣囊充滿水；檢視右前浮筒厚布與數個鉚釘相接處，因充氣脹破撕裂，顯示右前浮筒和其他浮筒一樣事故時啟動充氣，撞擊水面前已充氣，但在撞擊水面時爆裂。

1.15.3.4 求生訓練

事故機副駕駛員訪談紀錄：曾受過陸軍求生訓練，轉職空勤後沒上過此類課程，但曾被通知安排民國 105 年 8 月訓練，此次覺得如緊急手柄位置及出艙後才能拉求生氣瓶的訓練，可以應用在這一次的逃生。

多數的空勤其他駕駛員問卷中表示：空勤總隊每三年於岡山國軍空勤人員求生訓練中心安排乙次求生訓練很有幫助，該訓練模擬直昇機墜海翻覆，讓受訪者練習落海後以嘴巴使用氧氣瓶呼吸。另外，逃出機艙後，該訓練建議人員盡量聚在一起，保持體力，等待救援。

1.15.3.5 救生衣

空勤航務管理手冊頁次 15-9-1：

參、任務必需裝備及配備...一、任務必需攜帶裝備:... (二) 求生背心 1 件、(三) 頸部浮囊 1 具...。三、如任務地區涵蓋海水上及陸上。或任務地區不明時，應以攜帶必須裝備為主。

空勤訓練教範簡報檔「緊急求生裝備介紹」：

空勤組員救生衣為 LSC 型號 745-1T 整合型救生背心；

低厚度頸部浮囊型號 740

- 頸部浮囊外型輕巧，可提供 65 磅以上的浮力。
- 雙氣囊設計確保安全，當其中一氣囊失效，單一氣囊仍可維持全浮力。
◦ 氣囊被一防火纖維外層所包護。
- 自動充氣裝置具有兩個 29-33 克的 CO₂ 氣瓶，兩個氣瓶經由單一拉繩致動充氣。
- 頸部浮囊必須與背心母體（如 LSC 745 系列型號之飛行機組員專業用背心）組合使用。

該次事故 2 名駕駛員均著新購約 6 個月之簡易式救生衣（LPU-37/P, 件號 481-O），未著型號 745-1T 整合型救生背心及其浮囊，機工長著型號 745-1T 整合型救生背心，附型號 740 之低厚度頸部浮囊，依空勤人員訪談紀錄：多數駕駛員出勤不會使用型號 745-1T 整合型背心，僅著簡易式救生衣。

1.15.3.6 救生艇

空勤總隊航務管理手冊頁次 15-14-2 敘述：四、水上迫降（三）飛機迫降在水面時，由機工長開啓救生艇，並引導人員出艙，出機艙後始可啓動救生背心，依序登上救生艇…。

空勤將救生艇內置於客艙地板上，該救生艇製造商為 Winslow，型號：69FA-AV（UL），額定承載 6 人，最高 9 人，具頂遮防風、可避浪及求生設備，該事故因置放於客艙內未取出，未使用，如圖 1.15-7。

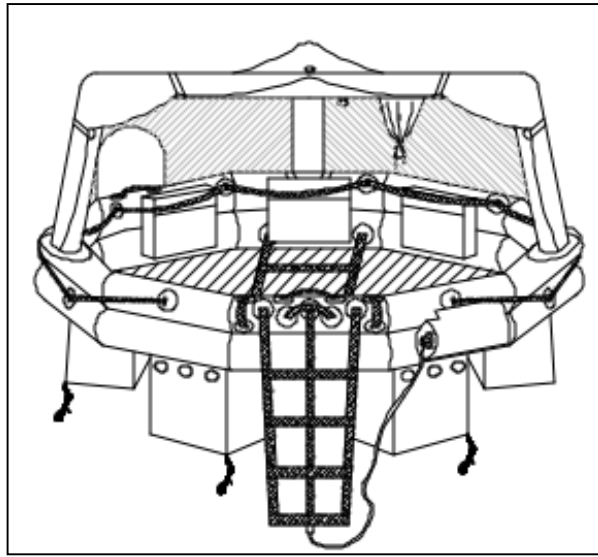


圖 1.15-7 救生艇

1.15.3.7 海空救援指揮及聯繫

國軍搜救作業規定第二章第二節項次三：

1. 現場指揮官之律定：

- (1) 第一時間到達目標區的搜救任務機長、艦長為第一現場指揮官。
- (2) 搜救機、艦均抵達現場後，由搜救艦長優先擔任指揮官。

海巡 PP18 艇艇長訪談紀錄：有多次經驗與空勤在空機合作，都以觀通機聯繫機上海巡人員，以往訓練與演習都沒有使用過 CH16，也沒有與海鷗聯合演習過。演習或合作時，都各自與隊部聯絡。但隊部曾經宣達需用 CH16 建立各搜救單位之通聯機制。

1.15.3.8 緊急定位發報器追尋裝置

國際民航公約第 12 號附約第 2.6.4 節¹³規定：每架搜索及救援航空器應裝設能搜尋遇險頻率之儀器。

空中勤務總隊參與救援直升機共 22 架，包括 AS365 N2 型機共 5 架、AS365 N3 型機共 5 架、UH-1H 型機共 7 架及 UH-60 型機共 5 架。目前有 5 架 AS365 N3 型機具備緊急定位發報器搜尋裝置。

1.16 測試與研究

1.16.1 尾旋翼齒輪箱檢測

事故機之尾旋翼齒輪箱組件於民國 105 年 4 月 2 日打撈上岸後，本會隨即裝箱寄送至製造廠法國馬賽空中巴士直昇機公司，於 4 月 25 日至 26 日執行檢測，參與檢測單位包括：飛安會、法國航空失事調查局、製造廠空中巴士直昇機公司、以及 SKF 軸承公司。尾旋翼齒輪箱檢測內容包括：拆解尾旋翼齒輪箱、清洗齒輪箱組件、巨觀觀察尾旋翼控制軸及尾旋翼控制桿、量測尾旋翼控制桿軸承內環之軸向位移量、拆解尾旋翼控制桿軸承、巨觀及微觀觀察軸承組件等。該項檢測於 4 月 27 日完成，滾珠軸承細部檢查與測試另於 5 月 19 日執行，參與檢測單位包括：法國航空失事調查局、空中巴士直昇機公司以及 SKF 軸承公司，檢測文件如附錄二（BEA 提供之 SKF 軸承公司檢測報告¹⁴）及附錄三（BEA 提供之空中巴士直昇機公司檢測報告¹⁵）。

1.16.1.1 齒輪箱拆解與清洗

尾旋翼齒輪箱所有零組件表面均受到嚴重腐蝕（圖 1.16-1），齒輪箱外殼損壞

¹³ Annex 12 Search and Rescue-2.6.4 Each search and rescue aircraft shall be equipped with a device for homing on distress frequencies. Note 1. — Emergency locator transmitter (ELT) carriage requirements are given in Annex 6, Parts I, II and III. Note 2.— Specifications for ELTs are given in Annex 10, Volume III.

¹⁴ BEA Technical report-Appendix A (BEA2016-0127_tec02, July 06 2016) Appendix 7: Results of the detailed examinations of the bearing control rod (SKF).

¹⁵ BEA Technical report-Appendix B (BEA2016-0127_tec02, October 07 2016) Appendix 1: Detailed examination of the tail gearbox in laboratory.

且嚴重變形。尾旋翼齒輪箱所有零組件表面均受到海水嚴重腐蝕，且附著其它雜質，清洗前及清洗後之差異如 1.16-2 及圖 1.16-3。

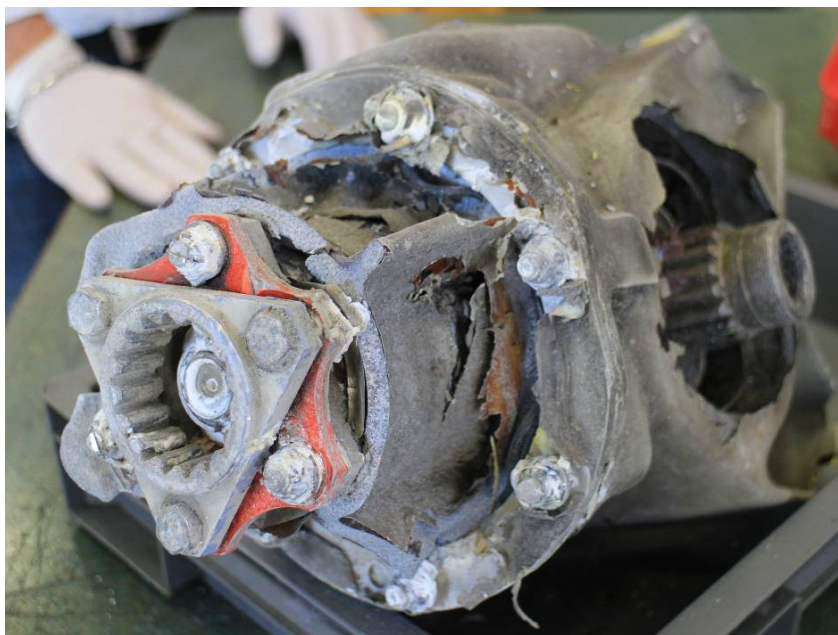


圖 1.16-1 受損之尾旋翼齒輪箱組件



圖 1.16-2 尾旋翼端之斜齒輪

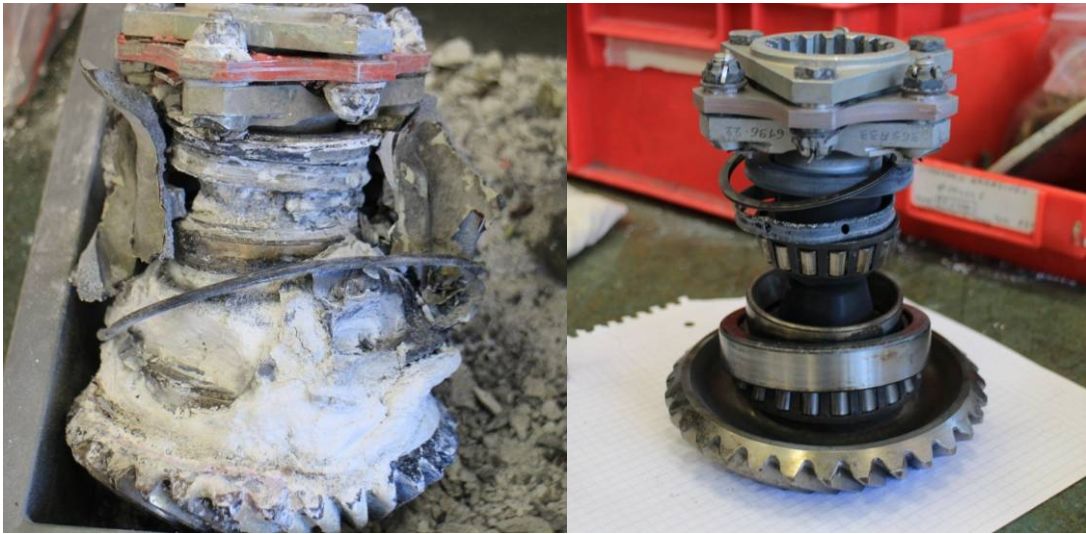


圖 1.16-3 傳動軸端之斜齒輪

1.16.1.2 尾旋翼變矩控制軸

如圖 1.16-4 及圖 1.16-5 所示，尾旋翼變矩控制軸（tail rotor control shaft）一端與錐形板相接，另一端則透過軸承螺帽（bearing nut）與尾旋翼變矩控制桿（tail rotor control rod）固定，以控制尾旋翼變矩。

尾旋翼變矩控制軸表面無磨耗情況，僅部分區域呈現受海水腐蝕現象，該軸底部除金屬粉末外，另外發現 5 顆軸承滾珠。圖 1.16-6 為尾旋翼變矩控制軸的內部，該軸內部之金屬粉末及 5 顆軸承滾珠如圖 1.16-7 所示。

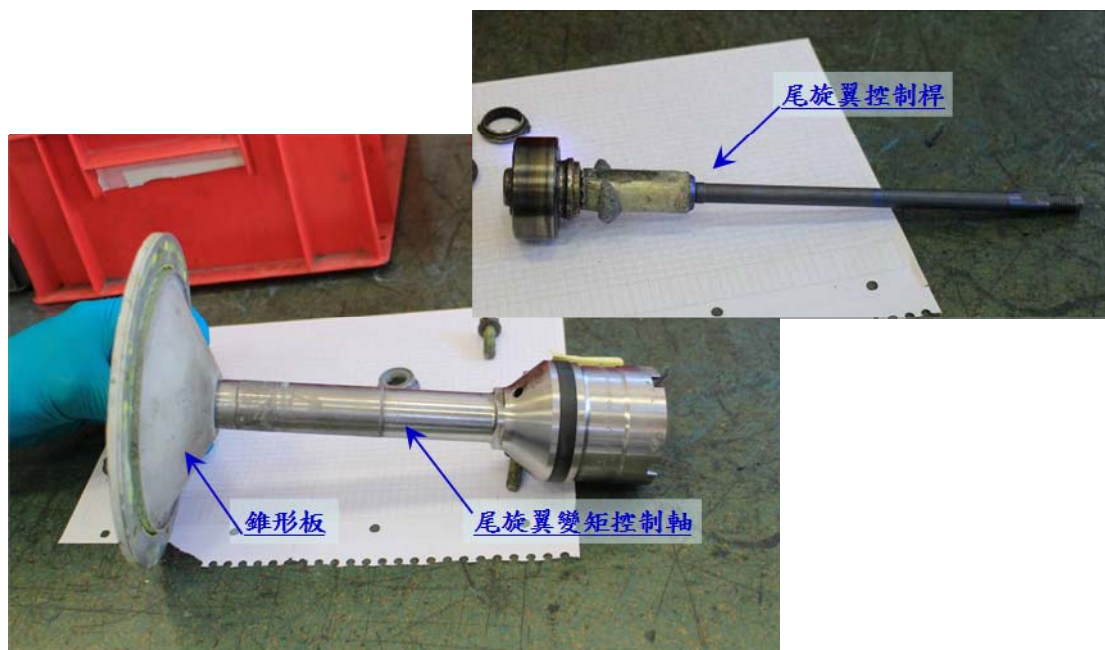


圖 1.16-4 尾旋翼變矩控制軸

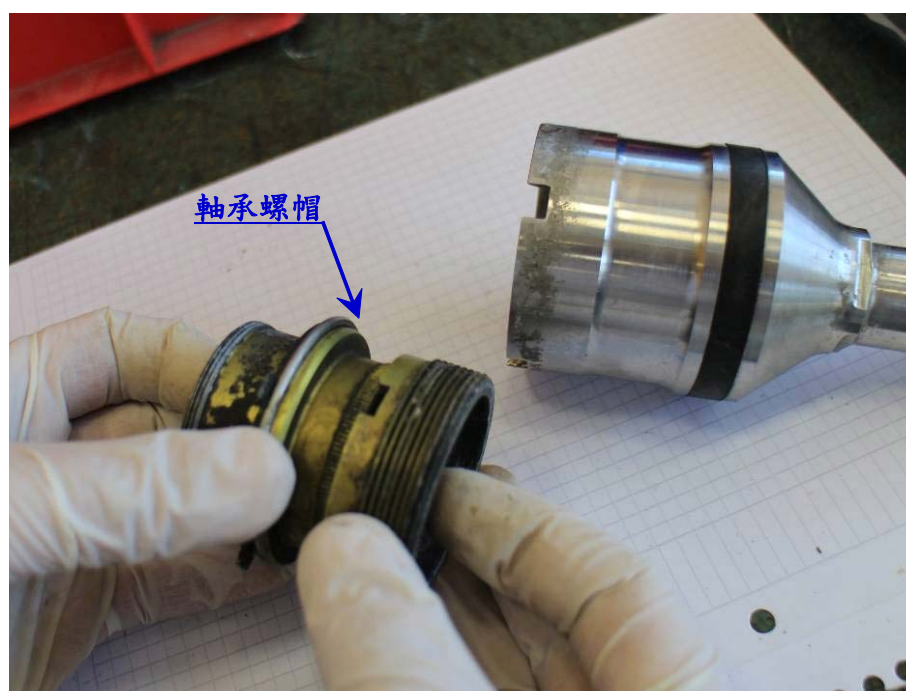


圖 1.16-5 尾旋翼變矩控制軸之軸承螺帽



圖 1.16-6 尾旋翼變矩控制軸內部



圖 1.16-7 尾旋翼變矩控制軸內部之金屬粉末及 5 顆軸承滾珠

1.16.1.3 拆解尾旋翼變矩軸承與觀察

尾旋翼變矩控制桿上安裝有一雙滾珠軸承（圖 1.16-8 及圖 1.16-9），以軸承螺帽及軸承鎖緊墊圈固定於控制桿上；雙滾珠軸承有一外環、外環內有兩個內環（螺帽側內環及驅動側內環）、兩個保持環（螺帽側保持環及驅動側保持環），每一個保持環內安裝 12 個滾珠，保持滾珠在外環與內環間滾動。

螺帽側保持環內有 5 顆滾珠脫出，掉入變矩控制軸內部；滾珠軸承內環發生偏移，量測內環之軸向位移量約 8.5 公釐（圖 1.16-10），拆解後之滾珠軸承如圖 1.16-11。

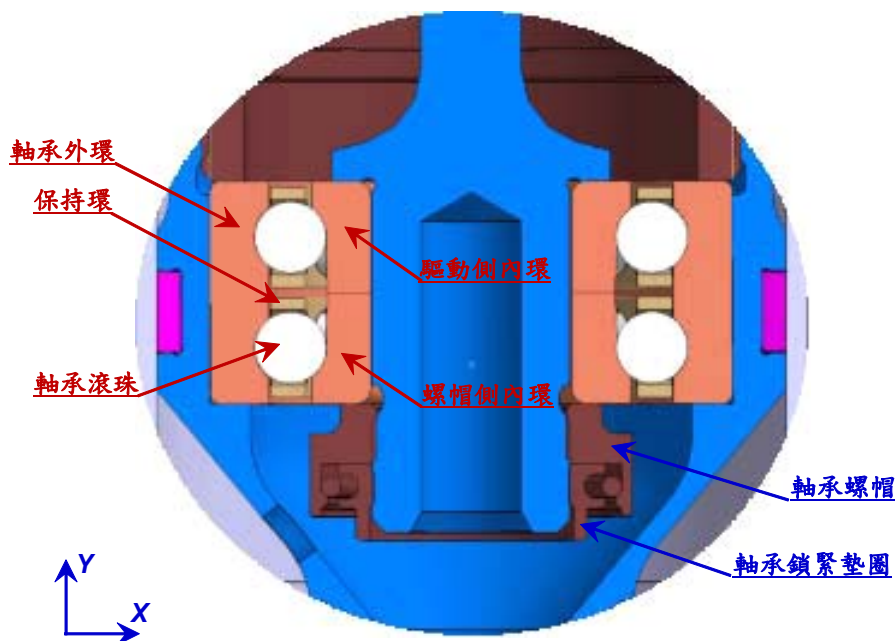


圖 1.16-8 尾旋翼控制桿滾珠軸承之組合示意圖



圖 1.16-9 尾旋翼控制桿



圖 1.16-10 量測滾珠軸承內環之偏移量



圖 1.16-11 拆解後之滾珠軸承

1.16.1.4 滾珠軸承微觀觀察

檢視滾珠軸承外環，其幾何尺寸及外觀大致完好，外環表面呈現藍黑色澤特徵，如圖 1.16-12。檢視滾珠軸承驅動側內環，無明顯破壞情形，如圖 1.16-13；檢視滾珠軸承螺帽側內環，靠螺帽側呈現壓擠破壞特徵，內環擋肩 (ring shoulder) 亦幾乎被刮除，如圖 1.16-14。

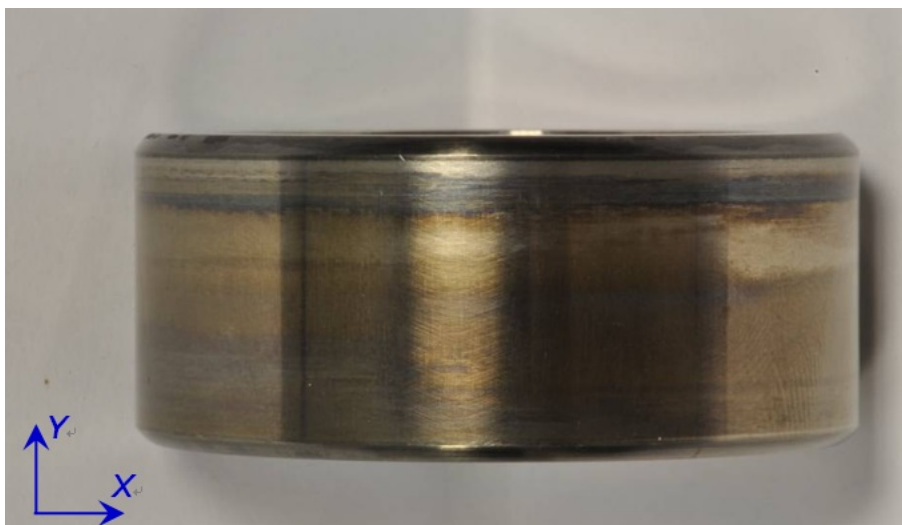


圖 1.16-12 滾珠軸承外環

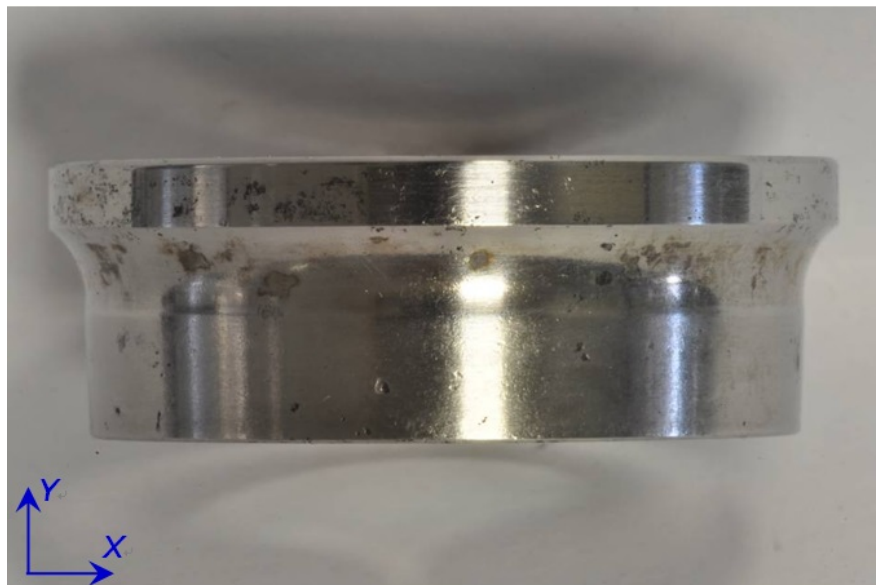


圖 1.16-13 滾珠軸承之驅動側內環



圖 1.16-14 滾珠軸承之螺帽側內環

檢視驅動側保持環及 12 顆滾珠，幾何尺寸及外觀大致完好，如圖 1.16-15。螺帽側保持環內有 5 顆滾珠脫出，掉入尾旋翼控制軸內部，5 顆滾珠表面有破壞傷痕（圖 1.16-16），呈現表面局部硬化遭剝除的特徵，量測 5 顆滾珠之尺寸，平均直徑約 6.6 公釐，小於設計規範 7.144 公釐；圖 1.16-17 為螺帽側保持環及剩餘 7 顆滾珠，7 顆滾珠仍在保持環內，但是其尺寸仍小於設計規範。



圖 1.16-15 驅動側保持環及 12 顆滾珠



圖 1.16-16 掉入尾旋翼控制軸內部之 5 顆滾珠



圖 1.16-17 螺帽側保持環及剩餘 7 顆滾珠

1.16.1.5 滾珠軸承材料試驗

尾旋翼控制桿滾珠軸承之材料試驗共有 3 部分，分別為巨觀觀察、尺寸檢查、軸承內環及滾珠之金相分析，詳附錄二。試驗結果顯示軸承零組件皆符合原設計規範，螺帽側內環破壞區域呈現局部過熱（local overheat）及應變硬化（strain hardening）特徵，呈現硬化剝除的現象。螺帽側 12 顆滾珠也是呈現局部過熱及應變硬化特徵。

1.16.1.6 軸承螺帽/鎖緊墊圈

檢視軸承螺帽後（圖 1.16-18），凸緣部分已斷裂成兩段，但螺帽仍是緊鎖狀態，圖 1.16-19 為受損軸承螺帽與正常軸承螺帽之對照。檢視軸承鎖緊墊圈損壞情形如圖 1.16-20。



圖 1.16-18 軸承螺帽



圖 1.16-19 受損軸承螺帽與正常軸承螺帽之對照



圖 1.16-20 軸承鎖緊墊圈

1.16.1.7 尾旋翼齒輪箱檢測

BEA 技術報告附錄 A 結論

The results of examinations performed on the wreckage of the helicopter NA-107 showed that the only previous damage before the accident was the degradation of the control rod double bearing into the tail gearbox (TGB). This bearing damage led to the loss of authority of the pitch of the tail rotor blades. (譯：NA-107 直昇機殘骸

檢驗結果發現事故前 TGB 變矩軸承損壞，以致喪失尾旋翼變矩功能。)

Airbus Helicopter knew 8 cases of degradation of this bearing before the helicopter NA-107 accident. After analyzing these cases, Airbus Helicopter had published through its continuing airworthiness process different conservative measures. The last conservative measure introduced the Alert Service Bulletin N°AS365-05.00.61R4 indicates how to monitor the behavior of the TGB control rod bearing by checking its axial play by dimensional measurement and tactical check, by checking periodically the magnetic plug and by maintaining the operating oil at the maximum level. (譯：製造廠於 NA-107 事故前知悉 8 件該軸承損壞之事故。製造廠於分析這些事故後，依持續適航程序，發布多項嚴謹的做法，最後一次 AS365-05.00.61R4 服務通告指出如何執行軸向間隙之尺碼檢查及敏感性檢查、定期磁性堵頭檢查，及維持最高滑油油位之方法以監控 TGB 變矩軸承之狀況。)

The accident of the helicopter NA-107 and the maintenance recording have showed that the monitoring of the TGB control rod bearing in accordance with the Alert Service Bulletin N°AS365-05.00.61 R4 has not permitted to detect the damage of this bearing. Due to the analysis of this event, the maintenance associated to the control rod double bearing has been modified with the Alert Service Bulletin (ASB) N ° S365-01.00.67 published by Airbus Helicopter. A periodical action is defined to replace the bearing. (譯：NA-107 直昇機事故及其維修紀錄顯示，TGB 變矩軸承係依據該項 AS365-05.00.61R4 服務通告執行監控，卻未能據以偵測該軸承之損壞。製造廠因本事故所為分析而發布之服務通告 S365-01.00.67 已經修改控制桿軸承相關維修方法，定期更換該軸承。)

1.16.2 頻譜解讀

NA-107 因未裝置飛航紀錄器，無法直接獲得主旋翼轉速相關資訊。調查小組參照國內外飛航事故調查的經驗，根據目擊者影片資料（詳 1.11.3）及依據直

昇機製造商提供之主旋翼組件動力輸出資料，計算該機主旋翼與其相關組件之轉速變化。

根據直昇機製造商提供的快速診斷發動機組件震動問題文件（編號 MET 05-53-00-232, 2013.10.24 版），事故機型 AS365 N3 主旋翼相關組件動力輸出之特徵摘要如下：

- 主旋翼轉速為 360 rpm 或 6 Hz，惟主旋翼共有 4 片螺旋槳葉，因此特徵音頻為 24 Hz。
- 尾旋翼動力輸出軸（tail rotor drive shaft）特徵音頻約 1,100 Hz。
- 主齒輪箱（main gearbox）扇葉相關組件特徵音頻約 1,700 Hz。
- 斜齒輪（bevel gear）特徵音頻約 1,950 Hz。

AS365N3 型機之包覆式尾旋翼（Fenestron）有 10 片葉片，主要特徵音頻為葉片掃略頻率（blade passing frequency, BPF），次要特徵音頻與主要特徵音頻以調制頻率（modulation frequency, MF）相隔。根據原廠提供之轉速資料並經計算後，尾旋翼 BPF 約為 640 Hz，調幅頻率約 120 Hz。

本會調查人員將目擊者提供的影片資料經後製存取聲音部分後，使用頻譜分析軟體進行頻率比對，該軟體將聲紋以圖形化呈現，並顯示其特徵頻率、時間、波型與訊號強度之特性。NA-107 墜海前 1 分鐘至主旋翼面撞擊一名吊掛人員止，結果摘要如下：

- 主旋翼頻譜特徵：主旋翼轉速保持固定約 24 Hz。圖 1.16-21 顯示該機 1,000 Hz 範圍的頻譜特徵，主旋翼與吊掛人員發生撞擊時間為 1317:56.2 時，在此之前的主旋翼第二、第三特徵音（48 Hz 與 72 Hz）的音頻均保持定值，經換算後接近 360 rpm，或相當於 99.84% 的主旋翼轉速。

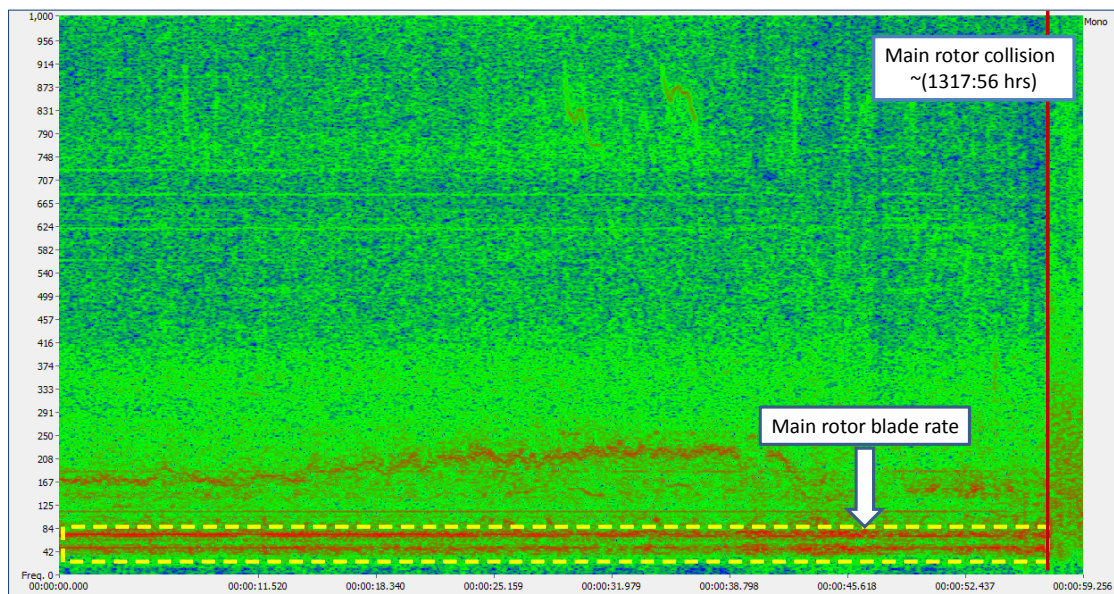


圖 1.16-21 主旋翼轉速頻譜圖

- 主齒輪箱、尾旋翼動力輸出軸及吊掛設備的頻譜特徵如下：圖 1.16-22 該機 500 Hz 至 3,000 Hz 之頻譜特徵。在排除訊號強度最強的主旋翼音源後，可發現 700 Hz 至 900 Hz 間另外有吊掛設備 (hoist) 作動所造成之聲響。除此之外，包括：尾旋翼動力輸出軸、主齒輪箱相關組件、錐齒輪等重要組件的音頻均保持定轉速直到主旋翼面遭到撞擊為止。

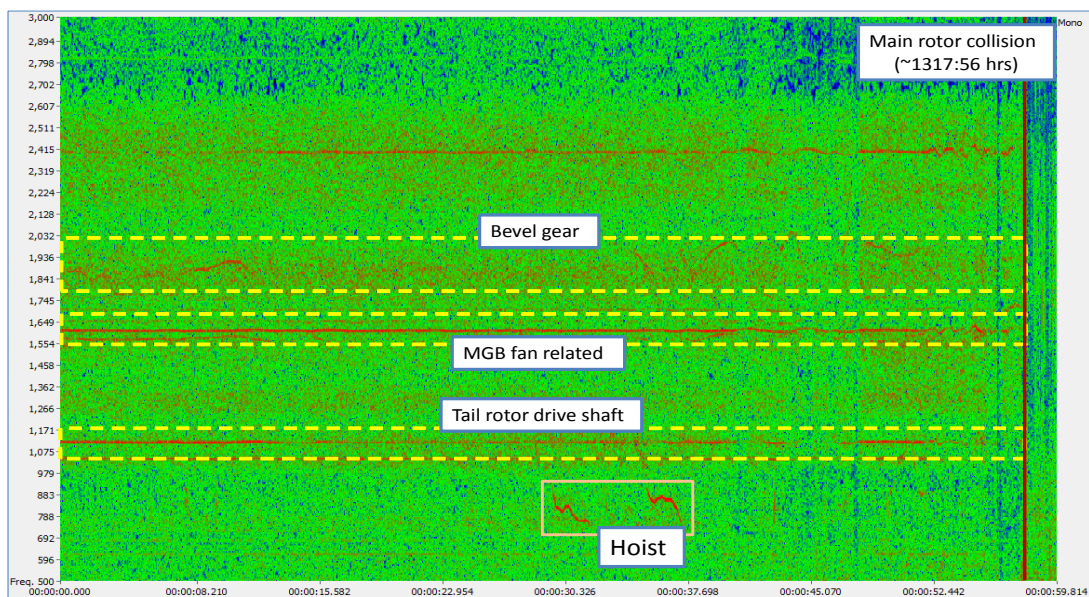


圖 1.16-22 主旋翼相關組件轉速頻譜圖

- 尾旋翼頻譜特徵為：根據德翔台北貨輪一名目擊者拍攝之影片，圖 1.16-23 為該機 400 Hz 至 1,200 Hz 的尾旋翼頻譜特徵。該型機在發展初期就以減噪為其設計考量之一，採用包覆式尾旋翼，其所產生的噪音除較傳統式尾旋翼安靜外，噪音的傳播也具高度方向性；因此其音頻訊號強度在直昇機靠近貨輪前均不明顯，但仍屬可辨識範圍。分析發現該機尾旋翼於接近德翔台北貨輪途中均保持固定轉速；惟相較於主旋翼相關組件之頻譜圖差異之處為：尾旋翼轉速在航機開始進入加速向左旋轉姿態（約 1317:49 時）有下降趨勢，約 1317:54 時之後已無法辨識。

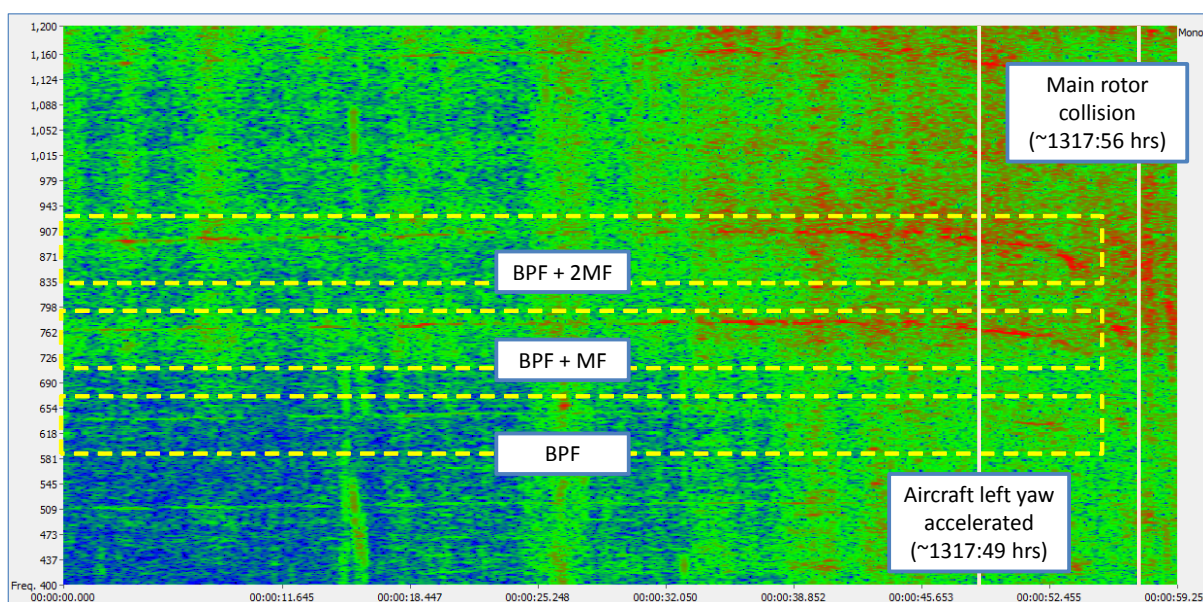


圖 1.16-23 尾旋翼轉速頻譜圖

綜整以上頻譜資訊，該機與一名海巡隊員碰撞前，主旋翼及相關轉動組件之頻率均保持穩定，據此可推測該機當時處於正常運作，且主旋翼及尾旋翼保持固定轉速。於 1317:53.5 時至 1317:56.3 時期間，於該機進入向左加速旋轉姿態時，該機尾旋翼之主要頻率和諧音頻率即已明顯開始下降。依上述音頻資料推斷，該機主旋翼特徵頻率穩定且動力輸出正常，墜海前 6 秒尾旋翼特徵頻率下降。

彙整事故發生期間之相關高度、垂直率、姿態、主旋翼及尾旋翼特徵頻率之變化如表 1.16-1。

表 1.16-1 事故發生期間之相關參數及特徵頻率之變化表

時間 (mm:ss.0)	離地 高度 (呎)	磁航向 (度)	垂直速 率 (呎/分)	偏轉 速率 (度/秒)	主旋翼特 徵頻率	尾旋翼特 徵頻率	註解
1314~1316	250~ 160				24 Hz	約 640 Hz	繞行貨輪
1316~1317	160~ 130	350~ 50			24 Hz	約 640 Hz	滯空
1317:09	128	48	-33		24 Hz	約 640 Hz	朝貨輪移動
1317:11	118	40	-50		24 Hz	約 640 Hz	海巡人員準備 出艙
1317:24	101	35	-130	-0.5	24 Hz	約 640 Hz	開始下放海巡 人員
1317:44	90	17	-23	-0.75	24 Hz	約 640 Hz	航機開始左轉
1317:46	85	338	-70	-22	24 Hz	約 640 Hz	減緩左轉
1317:48	94	314	278	-8	24 Hz	約 640Hz	左轉開始加劇
1317:53.5	96	61	-35	-124	24 Hz	約 620Hz	左轉角速度超 過 100 度/秒
1317:56.3	83	118	-939	-132	無法辨識	無法辨識	航機主旋翼與 人員碰撞
1317:59	0	160	-2742	-138	無法辨識	無法辨識	航機撞擊海面
機載攝影機停止紀錄							

1.16.3 事故機之航向及偏航角速率

調查小組為重建事故機與德翔台北貨輪之相對位置變化，依據下列步驟：

以地理資訊系統重建及確認相關靜態座標

調查小組向德翔台北公司取得該貨輪之尺寸及事故當時之貨櫃裝載情形，以重建該貨輪之 3D 模型。經比對環保署地面錄影（影像 B）以及機上攜帶式 GPS 軌跡，以該機於事故前數次載運人員於貨輪甲板登船時之 GPS 座標為參考點，比對錄影中貨輪輪廓之特徵，以辨識事故時貨輪位置及船首朝向，再於地理資訊系統中重建事故機、貨輪及環保署地面錄影之相對座標變化。

建立該機 3D 模型，根據地面錄影分析該機機首航向變化

調查小組以同型機 3D 模型，比對原廠資料修正後作為參考模型，將錄影畫面逐秒輸出後，比對該畫面對應之 3D 模型旋轉角度，研判該機之參考航向；再經套疊地理資訊系統之座標，以獲得該畫面對應之機首航向，結果如圖 1.16-24 所示。

計算該機偏航角速率

該機 GPS 紀錄參數中有航向及 GPS 氣壓高度兩項參數需要修正，相關修正的資料來自地面錄影資料。此外，該機的偏航角速率即為機首航向的變化率，相關結果如附錄一，其中表 1-1 彙整原始紀錄資料及修正結果。

- 該機短暫滯空並等待吊掛人員出艙（1316 時至 1317 時）期間，地速維持在 0 至 3 節之間，高度自 49 公尺降至 40 公尺，航向維持在 030 至 040 之間，偏航角速率低於 1 度/秒。
- 該機放出一名吊掛人員後飛近貨輪期間（1317:00 時至 1317:43 時），地速自 1 節增加至 9 節後開始減速，高度自 40 公尺降至 28 公尺，航向自 040 向左轉至 017，偏航角速率低於 1 度/秒。
- 該機接近貨輪後暫停並向左轉向期間（1317:44 時至 1317:48 時），地速從 9 節減少至 4 節後再增加至 6 節，高度自 27 公尺降至 26 公尺後增加到 28 公尺，航向自 016 向左轉至 314，偏航角速率向左自約 1 度/秒增加到約 22 度/秒後減少至約 8 度/秒。
- 該機再度向左旋轉至主旋翼撞擊吊掛人員期間（1317:48 時至 1317:56.25 時），地速自 6 節增加至 12 節，高度維持 29 公尺直至撞擊前一秒開始下降至 25 公尺，航向自 314 向左旋轉約一圈半（556 度）至 118，偏航角速率自向左約 8 度/秒增加至最高約 136 度/秒。
- 該機落海前 3 秒期間（1317:56 至 1317:59），其偏航角速率約向左 130 度/秒至 140 度/秒之間，該結果與法國 BEA 的分析結果吻合，如圖 1.16-25 所示。

該機偏航角速率計算結果與法國 BEA 的分析結果經比對後亦吻合。



圖 1.16-24 以直昇機 3D 模型研判事故機之相對航向模擬圖

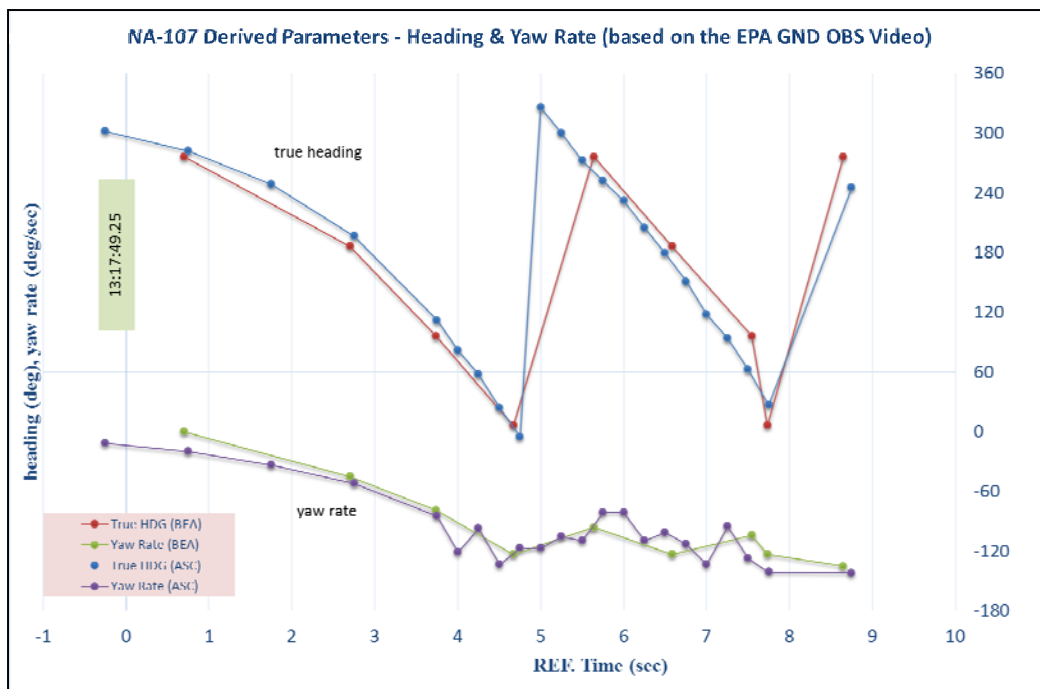


圖 1.16-25 該機落海期間之航向及偏航角速率變化圖

1.16.4 事故機之周圍流場模擬

調查小組為瞭解事故機所遭遇之風場狀況，委託國立成功大學航太科技研究中心進行計算流體力學之流場模擬，計算於三種不同風速（20 哩/時、25 哩/時、30 哩/時）的東北風情況下，貨櫃輪下風處直昇機之周圍流場狀況、風速及風向。模擬結果顯示東北風流經貨櫃後，風向偏轉為北北東風，且風速有上升之現象（增加約 10%），而東北風流經貨櫃輪產生的亂流並未明顯影響到該機周圍流場，流場模擬報告詳附錄四。

1.17 組織與管理

1.17.1 空勤總隊組織概況

行政院於民國 93 年 2 月 25 日決議將內政部警政署空中警察隊、內政部消防署空中消防隊籌備處、交通部民用航空局航空隊及行政院海岸巡防署空中偵巡隊整併，統籌調度執行陸上及海上空中救災、救難、救護、觀測偵巡、運輸等五大任務，並於民國 94 年 6 月 22 日正式成立內政部空勤總隊。

空勤總隊最高主管為總隊長，依據航務管理手冊¹⁶，除行政組室外，下設航務組、機務組、勤務指揮中心，以及 3 個勤務大隊，另以任務編組方式組成飛安監理會，負責安全管理業務。組織架構詳如圖 1.17-1。

航務組

航務組最高主管為組長，下設航務科、航訓科與考核科。依據空勤總隊飛行人員訓練手冊（以下簡稱訓練手冊）第二章訓練概要，航務組負責訓練之規劃與策定、年度訓練需求之審查與督導、國內外訓練之協調實施、以及訓練之執行。各勤務大隊則依據機種、任務特性，根據任務提出訓練計畫，經總隊核定後實施，督導所屬達成訓練目標。

¹⁶ 修頒日期為民國 104 年 12 月 1 日。

AS365 直昇機機隊

空勤總隊各勤務大隊下皆設有 3 個勤務隊，其中勤務第一大隊勤務第一隊、勤務第二大隊勤務第一隊及勤務第三大隊勤務第二隊為 AS365 直昇機機隊，事故時分別有飛行員 9 名、8 名、9 名，機工長各 4 名，以及 AS365 直昇機 3 架、3 架、與 4 架。空勤總隊之 AS365 直昇機係委託空直公司進行維護。

本事故直昇機（編號 NA-107）係屬勤務第一大隊勤務第一隊，駐地為松山機場，事故時配有三架 AS365 型機，編號分別為 NA-101、NA-106 與 NA-107。另外，勤務第一大隊勤務第二隊亦進駐於松山機場，為 UH-1H 直昇機機隊。

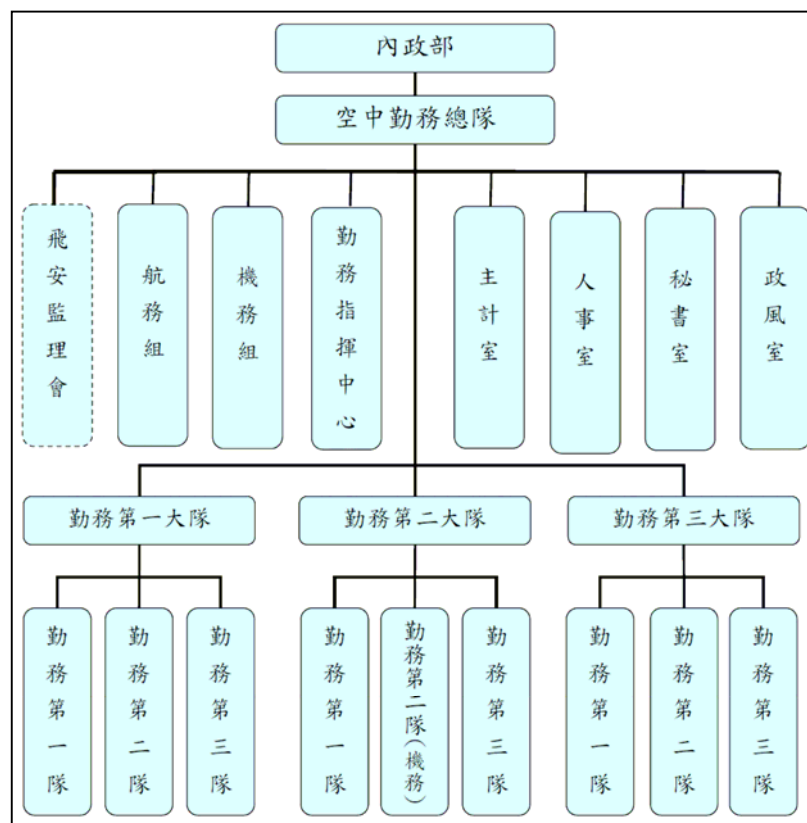


圖 1.17-1 空勤總隊組織圖

飛安監理會

依據空勤總隊安全管理作業手冊¹⁷，飛安監理會為空勤總隊飛地安全監督及管理部門，採委員制，屬任務編組，會內置召集人、副召集人、飛安監理委員、執行秘書及幹事等，除飛安監理委員為聘任外，其餘由總隊長指派擔任。空勤總隊係聘請國內具航空安全管理專業知能之人士擔任委員，每季定期召開會議一次，並隨時提供相關飛地安全建言。

依據空勤總隊安全管理作業手冊，飛安監理會工作職掌含：飛行與地面安全政策、教育訓練之規劃、執行及督導；協助飛航安全調查委員會執行飛航事故調查、協調、與聯繫事項、以及國內外相關單位飛安資訊之交流等事項。飛安監理會執行秘書於訪談時表示：飛安會對空勤總隊所提出之飛安改善建議，飛安監理會基於本身之安全責任皆會予以列管，並追蹤相關組室之改善情形。

飛安監理會選派具飛行專業及機務專業之人員各一人，分別擔任飛行稽查及機務稽查，依據安全管理作業手冊第四章（安全保證）第一節（安全績效監測與評量）定期執行飛地安稽查。在保修稽查方面，機務稽查依機務組制定之規範，稽查各項修、品管作業、保修作業、人員訓練及術科檢定、航材管理、地面勤務作業、棚廠管理、裝備使用、保修工作（定檢）會議及商維管理等對飛地安有影響之項目。

1.17.2 飛航組員教育與訓練

依據空勤總隊訓練手冊，飛航組員之訓練種類包括：新進駕駛員訓練、機種轉換訓練、差異訓練、升等訓練、模擬機訓練、恢復資格訓練、特種訓練、熟飛訓練、常年訓練、及其他專業訓練等。

1.17.2.1 AS365 型機模擬機訓練

¹⁷ 內政部空中勤務總隊安全管理作業手冊第 5 版，修頒日期民國 104 年 8 月 19 日。

訓練手冊第七章模擬機訓練共計兩條訓練規定：如赴國內、外受訓時需經核准後，始得赴訓；學、術科內容得依空勤總隊任務需求或視飛機原製造廠之訓練機構課程相關規定訂定之。

空勤總隊 AS365 飛行員模擬機訓練係於國外之訓練機構執行，總隊是於年度常年訓練實施計畫中明訂該年度國外模擬機訓練之派訓人員。近四年來 AS365 模擬機訓練派訓狀況為：民國 101 年派訓飛行員 2 名，含事故正駕駛員；民國 102 年派訓飛行員 3 位；民國 103 年 3 位；民國 104 年則因出國訓練經費多用在黑鷹直昇機之訓練，無派員參加 AS365 模擬機訓練。事故時統計 26 名 AS365 飛行員中，有 11 位曾接受 AS365 模擬機訓練。

空勤總隊航務相關主管於訪談時表示：空勤總隊民國 93 年整併後，即陸續安排 AS365 飛行員參加國外模擬機訓練，選訓原則為：每一 AS365 勤務隊至多派訓 1 名，教師駕駛員與正駕駛員、以及未曾參加模擬機訓練者優先。然而，受限於預算以及備勤需求，每年最多派遣一梯次約 2 至 3 名飛行員參訓；另一個影響模擬機派訓之因素係三個 AS365 勤務隊之飛行員有限，每年扣除放假、任務待命與國內演訓，要再排時間出國參加模擬機訓練，亦有相當的難度。受訪者表示，空勤總隊瞭解模擬機訓練的重要性，事故前即開始擬定中長程計畫，目標係每位 AS365 飛行員每年皆能接受乙次模擬機訓練，此計畫仍在擬訂中，待完成計畫後，再盡力爭取預算。

事故後本案專案調查小組於民國 105 年 5 月對空勤總隊 AS365 直昇機飛行員之問卷普查顯示：72% 的飛行員認同應定期接受 AS365 型機模擬機訓練；其餘飛行員並未反對而是未表示意見。飛行員認同的共通性理由係可於模擬狀況下，安全且確實地對各種實機無法執行的緊急狀況進行操作訓練，以提昇飛行員之緊急狀況處置能力。

1.17.2.2 尾旋翼故障相關訓練與資訊

尾旋翼故障 (tail rotor failure) 係指飛行時尾旋翼相關系統發生故障或損壞，影響尾旋翼之正常功能。

空勤總隊尾旋翼故障相關訓練

空勤總隊之飛行人員常年訓練實施計畫之內容包括：飛行學科、飛行術科、及其他相關訓練。飛行學科概分為共同課目及專業課目，共同課目由空勤總隊統一律定，專業課目由各勤務隊依不同之機種特性自行訂定。飛行術科針對 AS365 型機部分則包括：性能、緊急程序、儀器（或夜航）、攀降、救生吊掛、及高高度起降等科目。

依據勤務第一大隊勤務第一隊民國 105 年有關飛行學科之專業課目訓練紀錄，事故前曾於民國 105 年 2 月 19 日實施 2 小時之各種限制與緊急處置程序課程，內容包含飛航手冊中有關尾旋翼故障之緊急程序。依據飛行員訪談紀錄，勤務第一大隊勤務第一隊每年皆會於飛行學科之專業課目中安排緊急處置程序訓練課程。

依據空勤總隊 104 年度與 105 年度飛行員常年訓練實施計畫，AS365 飛行員每季須由飛航教師帶飛執行緊急程序之飛行術科訓練，內容涵蓋「尾旋翼失效」科目。依據空勤總隊飛行員訪談紀錄，該「尾旋翼失效」科目係以實機針對原廠飛航手冊尾旋翼故障緊急程序中，有關平飛時發生尾旋翼故障之狀況，進行模擬處置。

1.17.2.3 尾旋翼效能喪失相關訓練與資訊

尾旋翼效能喪失 (loss of tail rotor effectiveness, 以下簡稱 LTE) 係與維修或系統故障無關，當空速低於 30 浬/時，它可能發生在任何單旋翼直昇機，它是一種具迫切性的低空速空氣動力現象，其會造成直昇機非預期且快速的偏側，若未能及時處置，將會導致直昇機失去控制。

民航通告

民航局於民國 95 年檢送有關尾旋翼效能喪失之美國聯邦航空總署民航通告 (FAA AC 90-95) 及中譯版予國內直昇機使用業者及機關 (構)，其中亦包含空勤總隊，並建議納入飛行員相關訓練及年度複訓學科課程。民國 102 年 10 月 16 日中興航空 B-77009 直昇機疑似因尾旋翼效能喪失於玉山北峰停機坪落地時墜毀後，民航局於同年 11 月 6 日正式轉頒尾旋翼效能喪失之民航通告 (AC F90-95)，並建議我國直昇機航空業者，應依該民航通告之指引與建議，檢視現行相關作業、飛航作業程序、作業手冊及訓練計畫等並納入訓練課程。

空勤總隊

尾旋翼失去效能訓練並非空勤總隊新進人員訓練、機種轉換訓練、升等訓練或常年訓練例行的訓練科目。空勤總隊於民國 102 年 11 月接獲民航局函發之 AC F90-95 民航通告後，曾將該中、英文版民航通告提供予所屬飛行員研讀。依據民國 103 年常年訓練紀錄，事故機所屬勤務隊於民國 103 年 1 月 16 日調整該月之學科課程，實施 1 小時之尾旋翼效能喪失狀況警覺與處置訓練，授課教官為事故機正駕駛員。

空勤總隊另於民國 103 年 3 月 14 日以書函予各勤務隊，提供一份美國內政部所發布，有關尾旋翼效能喪失之安全警示 (Safety Alert No. IASA 11-03) 文件，並要求各勤務隊利用集會時機共同研討，以提升緊急應變能力。事故機所屬勤務隊係於同年 3 月 27 日之飛安月會進行研討。

歐洲航空安全組織

歐洲直昇機安全小組 (簡稱 EHEST¹⁸) 為歐洲航空安全組織 (簡稱 EASA¹⁹) 所主導，為提升直昇機飛航安全所成立之組織，EHEST 於 2010 年所發布之分析報告²⁰建議，應於直昇機飛行員初始訓練與年度複訓中強調有關尾旋翼效能喪失

¹⁸ European Helicopter Safety Team.

¹⁹ European Aviation Safety Agency.

²⁰ Final Report of EHEST Analysis of 2000-2005 European Helicopter Accidents.

之部分；EASA 於 2010 年 2 月 24 日所發布之安全資訊通告（Safety Information Bulletin No. 2010-12）則建議包括私人駕駛員執照/商用駕駛員執照/民航運輸駕駛員執照/飛行教師執照（PPL/CPL/ATPL/flight instructor）訓練中，應包括有關尾旋翼效能喪失與改正之訓練；EHEST 於 2013 年 7 月所發布之技術文件²¹則建議，飛行員年度複訓時應使用模擬機執行有關尾旋翼效能喪失之訓練。

1.17.3 過去飛航事故調查發現之改善成效

1.17.3.1 AP018 飛航事故調查發現

民國 89 年 9 月 6 日，內政部警政署空中警察隊編號 AP018 之 AS365 直昇機於台南縣曾文溪演習時落水失事，同年 9 月 19 日內政部正式委託飛安會對該案進行調查。調查報告指出：該失事直昇機之右發動機 P2 接頭螺帽於最近發動機 100 小時定檢執行 P2 偵壓管裝復工作時，機務人員未落實維修作業，以致在此次任務中鬆脫造成單發動機失效；該接頭鬆脫係未施以正常扭力值之故；修護員未落實扭力締緊作業及止滑標記之標示，造成維修缺失；檢驗員未確認止滑標記即在工單簽字，使維修品質無法維持。

1.17.3.2 飛安監理會稽查紀錄

依飛安監理會所提供之飛地安稽查紀錄中，民國 104 年 6 月 24 日對勤務第三大隊勤務第二隊之稽查所見指出：「NA-101 飛機 1 號發動機左側燃燒室外殼上，與 union 連接之 P2 管路滑動標記已模糊不清，請重上標記」；民國 105 年 4 月 20 日對勤務第三大隊勤務第一隊之稽查所見指出：「UH-1H 型機 NA505 機發動機，油控器連接啓動燃油電螺管瓣之油管，位於油控器端之管路接頭滑動標記脫落，請重上滑動標記」。

飛安監理會執行秘書於訪談時表示：滑動標記之落實乃稽核時會注意的項目

²¹ Advantages of Simulators in Helicopter Flight Training.

之一，亦曾發現相關缺點並要求改善，惟相信此狀況仍可能存在，未來會持續加強此方面的教育宣導與稽核。另表示：飛安監理會正在彙編空勤總隊過去所發生之事故案例，以加強相關之飛地安教育，由於 AP018 事故調查報告²²並未放置於飛安會網站，故未蒐集到該報告，待取得後，亦會將其納入事故彙編中。

1.17.4 飛航相關文件

1.17.4.1 航務管理手冊

空勤總隊事故時有效之航務管理手冊為第 9 版，於民國 104 年 12 月 1 日完成修訂，相關之內容摘要如下：

飛行任務組員職責

航務管理手冊第九條律定正駕駛員及副駕駛員之職責如下：

機長

- 一、 任務、訓練或檢核時，飛航教師或檢定機師在駕駛座時為當然之機長。若飛航教師、檢定機師不在駕駛座檢核時，不能視為機長。另任務機組員中，若兩位均為正駕駛或飛航教師，則由主管指定機長。
- 二、 負責對任務機組員及共勤人員實施任務提示並管制執行。
- 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覆行，並得為一切緊急處置。
- 五、 機長於飛航終了時，應負責將已知及可疑之飛機缺點、故障填寫於飛行紀

²² AP018 飛航事故發生時，公務航空器並非飛安會之調查對象，該案係內政部委託調查，故未上網公告，本會於訪談後已提供該報告紙本與電子檔予空勤總隊。

錄表，並對填寫之飛航紀錄負責。

六、任務完成後，向單位主管及本總隊勤務指揮中心口頭回報任務執行成果，書面資料另陳。

七、負責飛機載重計算與重心配置

副駕駛

一、依照機長指示，完成任務各項工作。

二、負責飛航時機外通話、儀表監控、無線電及導航裝備之調整及預置，其他各項裝備狀況之掌握。

三、查詢各場站天氣資料，飛航通報及航路資料，並告知機長。

四、協助機長按檢查手冊，按程序完成地面及飛行中之各項檢查

五、協助機長處理各項緊急狀況。

六、飛機發生迫降時，告知並協助乘員逃生。

七、當機長失能時，主動接替機長職責，並操控飛機落地。

八、任務完成後，負責將任務執行情形與成果繕打資料回報本總隊勤務指揮中心。

飛航組員分工

航務管理手冊第十七條，有關飛行人員座艙分工內容如下：

1. 操控駕駛員 (PF)：負責操控並維持飛機之姿態、航路、高度、空速與安全及機外障礙物清除等，執行PM讀出項次並覆誦。
2. 監控駕駛員 (PM)：負責航管通話、抄錄許可等資訊、讀出檢查手冊檢查項次並確認，完成PF要求事項；負責讀出各儀表指數，協助機外障礙物清除，並於每次起飛（落地）前，完成起飛（落地）前檢查。每15至30分鐘執行

油量計算一次。

.....

7. 任務作業前實施圖上研討，確認目標區周邊環境閉塞情況及障礙物分布，降落前完成高空偵查，預劃進場航線、完成低空偵查、掌握降落區周邊障礙物、迫降點及緊急操作程序，由飛行員操控實施進場，監控飛行員持續交互檢查儀表及視察外界障礙，機工長協助查看左、右、後方，隨時回報，俾利機長即時處置

任務提示

航務管理手冊第五十四條有關任務提示內容如下：

每日任務提示會議，為勤務隊主管或其他代理人主持，其內容包括：

(一) 任務提示重點：

1. 就前日勤務進行檢討，並提出策進作為。
2. 明確提報當日備勤機人員、機號與任務(含訓練)機人員、機號、實施時間、任務區或往返航路，以及各項勤務注意重點。

(二) 天氣狀況：分析當日天氣與預報資料，具體說明注意時段、區域與可能發生狀況。

(三) 機務狀況：機工長提報當日任務機機況，內容應包含油量、飛機時數、缺點及注意事項等資料。

(四) 政令宣達：各勤務隊隊長應確實掌握本總隊函發之重要政令於會議中宣達與說明。並於每日任務提示前上網(NOTAMS)下載民航局防砲射擊及限航公告資料，並以中文加註說明。

(五) 酒測情形：應確實檢討前一日以及當日備勤機人員執行情形。共勤單位備勤人員亦需實施酒測並紀錄之。

(六) 其他：

飛行前任務提示：飛行前由機長或領隊做任務提示，其內容包括

(一) 任務種類：如搜救、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、載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：如目視、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、限航區域等。

(六) 應勤裝備：（機工長報告）如吊掛、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（呼號）、任務聯絡人

(八) 緊急程序：按各機型操作手冊緊急程序提示。

(九) 安全規定：針對任務機長提示任務風險以及安全應注意事項（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。

任務作業程序

航務管理手冊附件六之任務作業程序勤務項目(三),訂有直昇機“空中運輸-救(勘)災人、裝備、物資運送”之程序,內容詳如附錄五。

航務管理手冊第五十一條有關操作手冊之內容如下:

- 一、各機型手冊內容應包括:正常(標準)、不正常,緊急操作程序,機型系統詳細說明,特種課目操作程序,飛航規定,各檢查程序,操作範圍與限制,相關使用檢查表,以及因時、地之不同,訂定異同之程序。
- 二、操作手冊之編審與修訂經本總隊核備後,始得頒佈實施。
- 三、飛航組員應依據操作手冊及飛航手冊中之各項規定、標準及限制操作航空器不得逾越之。
- 四、具飛航教師資格以上人員應依據飛機原製造之相關廠商所訂之航機操作手冊、程序,檢查表,配合本隊之需要,在不違背相關法規原則下,制訂該機型操作手冊及檢查手冊。

1.17.4.2 原廠操作手冊

空勤總隊 AS365 機隊目前使用之原廠操作手冊係於 2015 年 10 月 20 日更新之版本。相關之內容摘要如下:

操作限制

該手冊第 2.3 節第 3 項為該型機之高度-速度限制;該章節敘述於航機重量 4,300 公斤以下、外界溫度介於 -40°C 至 50°C 間、密度高度在 12,000 呎以下,其高度速度之限制如圖 1.17-2。

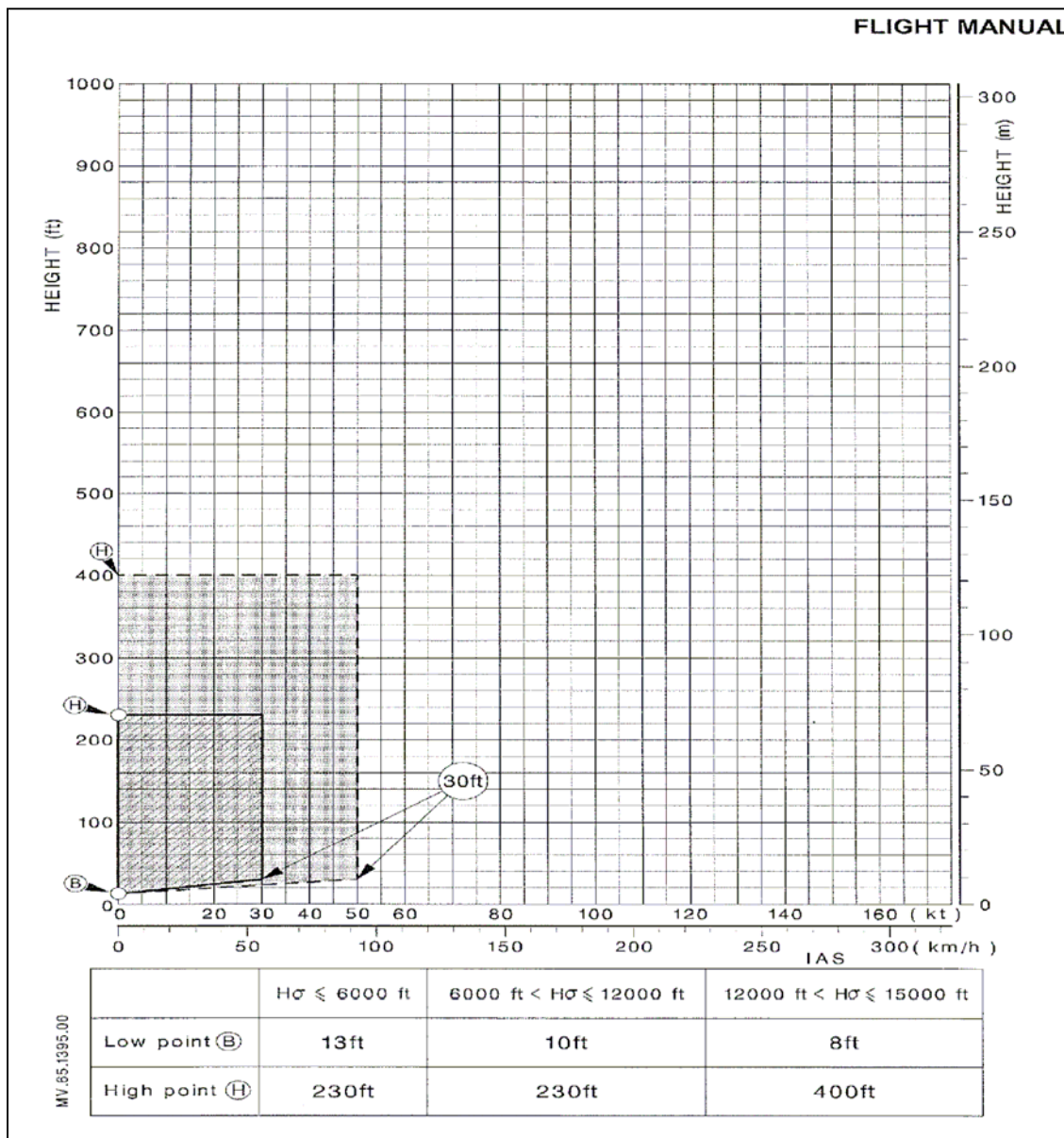


圖 1.17-2 高度速度限制圖

緊急程序

依據原廠 AS365N3 飛航手冊 (Flight Manual) 3.3 緊急程序之尾旋翼故障乙節，該型機於有馬力狀況下飛行 (power-on flight) 時，係藉由觀察航機偏側運動 (yawing motion) 辨識尾旋翼故障。故障發生當時航機的馬力與空速會決定偏側的旋轉速度。另外，依據故障的類型航機或許會出現高度的震動 (high vibration

level)

飛航手冊指出，尾旋翼故障依發生的時機概分為兩類：

1. 有地面效應下之滯空或低空速時發生故障 (failure in hover or at low airspeed in ground effect)；
2. 無地面效應下發生故障 (failure out of ground effect)，可分為以下兩種狀況：
 - 爬升或滯空期間發生故障 (failure during climb or hover)
 - 平飛時發生故障 (failure in level flight)

前述無地面效應下，爬升或滯空期間發生尾旋翼故障之緊急程序包括：減低集體桿並藉由航機左右擺動之控制 (roll control) 維持航向；增加空速並藉由選定適當的馬力維持飛行控制；尋找適當的落地點，並依落地程序 (landing procedure) 於實際可行之情況下盡速落地 (land as soon as practicable²³)。程序中列有一警示 (caution) 訊息：航機重量較輕與右側風較易落地；以及一警告 (warning) 訊息：空速 40 節以下由於直尾翅 (tail fin) 失去效能已不可能重飛。

²³ 降落於附近最近之可能有適當技術支援的落地點 (join the nearest touchdown area where appropriate technical assistance may be expected)。

5 TAIL ROTOR FAILURE

A tail rotor failure in power-on flight is indicated by a yawing motion. The rate of turn depends on the aircraft power and airspeed at the time of failure. Depending upon the type of the failure high vibration level may appear.

5.1 FAILURE IN HOVER OR AT LOW AIRSPEED IN GROUND EFFECT

Quickly reduce the collective pitch and **LAND IMMEDIATELY**

5.2 FAILURE OUT OF GROUND EFFECT

5.2.1 Failure during climb or hover

Reduce the collective pitch and maintain the heading by roll control.
 Increase the airspeed and select the power setting to maintain adequate flight control.
 Look for a landing site that will permit a running landing.

LAND AS SOON AS PRACTICABLE

• **LANDING PROCEDURE**

1. Landing gear.....Down and locked.
2. Parking brakeReleased.
3. Nose wheel castoring lockLocked (if fitted).
4. Approach the landing site with the aircraft slipping to the left with an airspeed ≥ 60 kt (111 km/h).
5. Slowly reduce airspeed at ground level while using the collective pitch to maintain the helicopter airborne.
6. Land when the nose swings into alignment (IAS should be between 45 and 55 kt (83 and 102 km/h)).
7. After touchdown, slowly reduce the collective pitch and steer the aircraft with the wheel brakes.

CAUTION

LANDING IS EASIER WHEN THE AIRCRAFT WEIGHT IS LOWER AND WIND COMES FROM THE RIGHT.

WARNING

BELOW 40 kt (74 km/h), GO-AROUND IS NO LONGER POSSIBLE DUE TO TAIL FIN EFFICIENCY LOSS.

FLIGHT MANUAL

5.2.2 Failure in Level Flight

Yawing motion will be minimum in level flight due to the low thrust component of the shrouded tail rotor.
 For landing, proceed as described in § 5.2.1.

LAND AS SOON AS PRACTICABLE

第 3.3 節第 10 項為飛行中不正常之震動內容原文如下：

FLIGHT MANUAL

10 ABNORMAL VIBRATIONS IN FLIGHT

If a severe deterioration is noted in the vibration level :

- Reduce power.
- Check if the yaw control is efficient.
- **LAND AS SOON AS PRACTICABLE.**

CAUTION

**IN CASE OF DOUBT ON YAW CONTROL EFFICIENCY, APPLY
TAIL ROTOR FAILURE LANDING PROCEDURE (3.3 § 5)**

- After landing, perform the vibration level check in accordance with SECTION 4.3.
- If no anomalies are found (MGB or unit), look for the causes of the vibration by applying the intended specific maintenance procedure.

主要在敘述如於飛航中發生惡化之震動，則須降低動力，檢查偏航控制（yaw control）是否有效並視情況盡速落地。

航機性能

該手冊第 5.1 節第 2 項為風速涵蓋範圍（demonstrated wind envelope），敘述於不同溫度、高度及航機重量狀況下，最大可承受之順風及側風（詳如圖 1.17.3）。

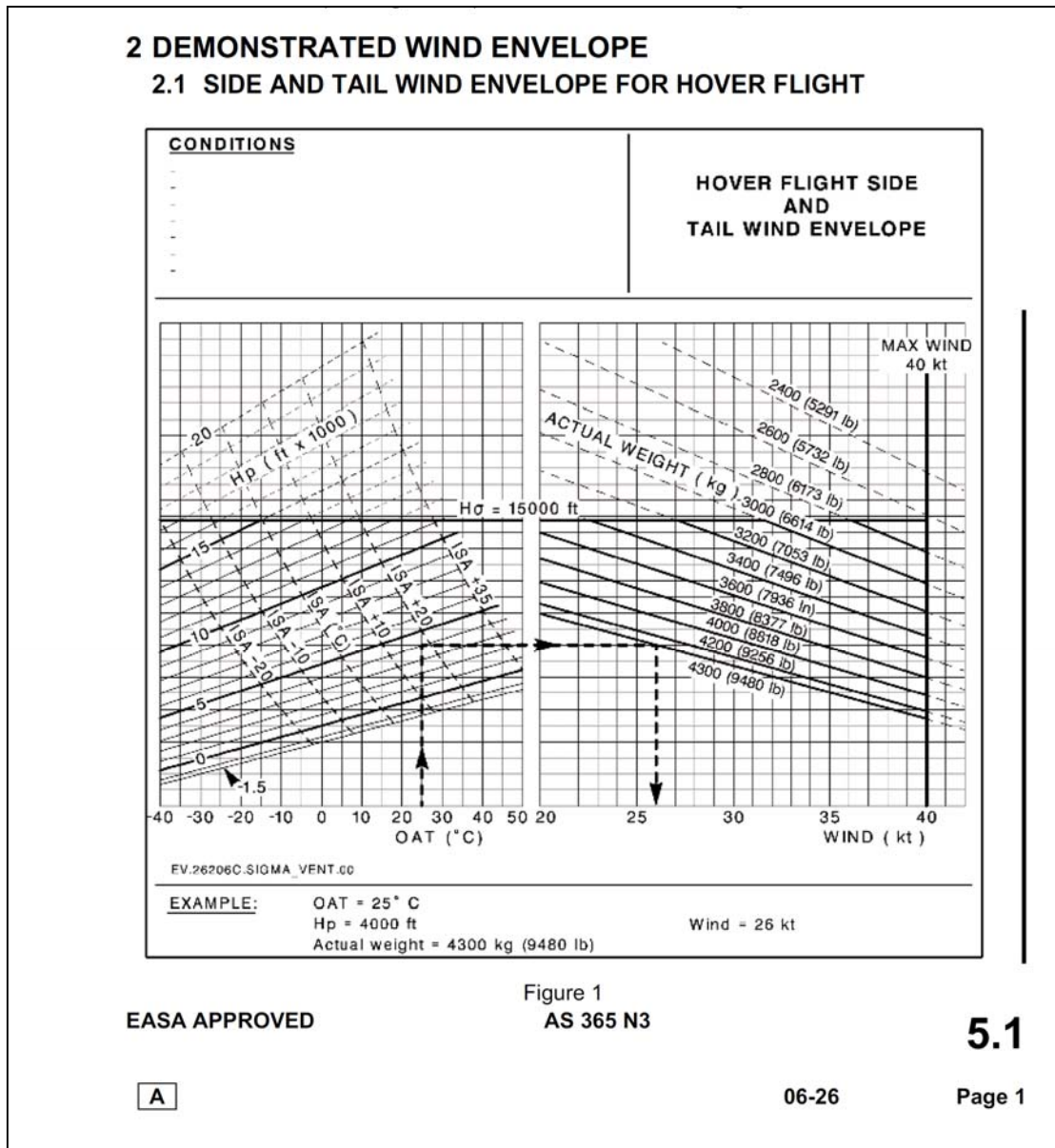


圖 1.17-3 臨界相對風之方位區域

手冊第 5.1 節第 4 項為最大滯空重量 (maximum permissible weights in hover)，分別敘述航機於雙發動機最大動力下，不同溫度、不同高度下，於地面效應內及地面效應外滯空之最大容許重量，其中地面效應外滯空之詳細資料 (如圖 1.17.4)。

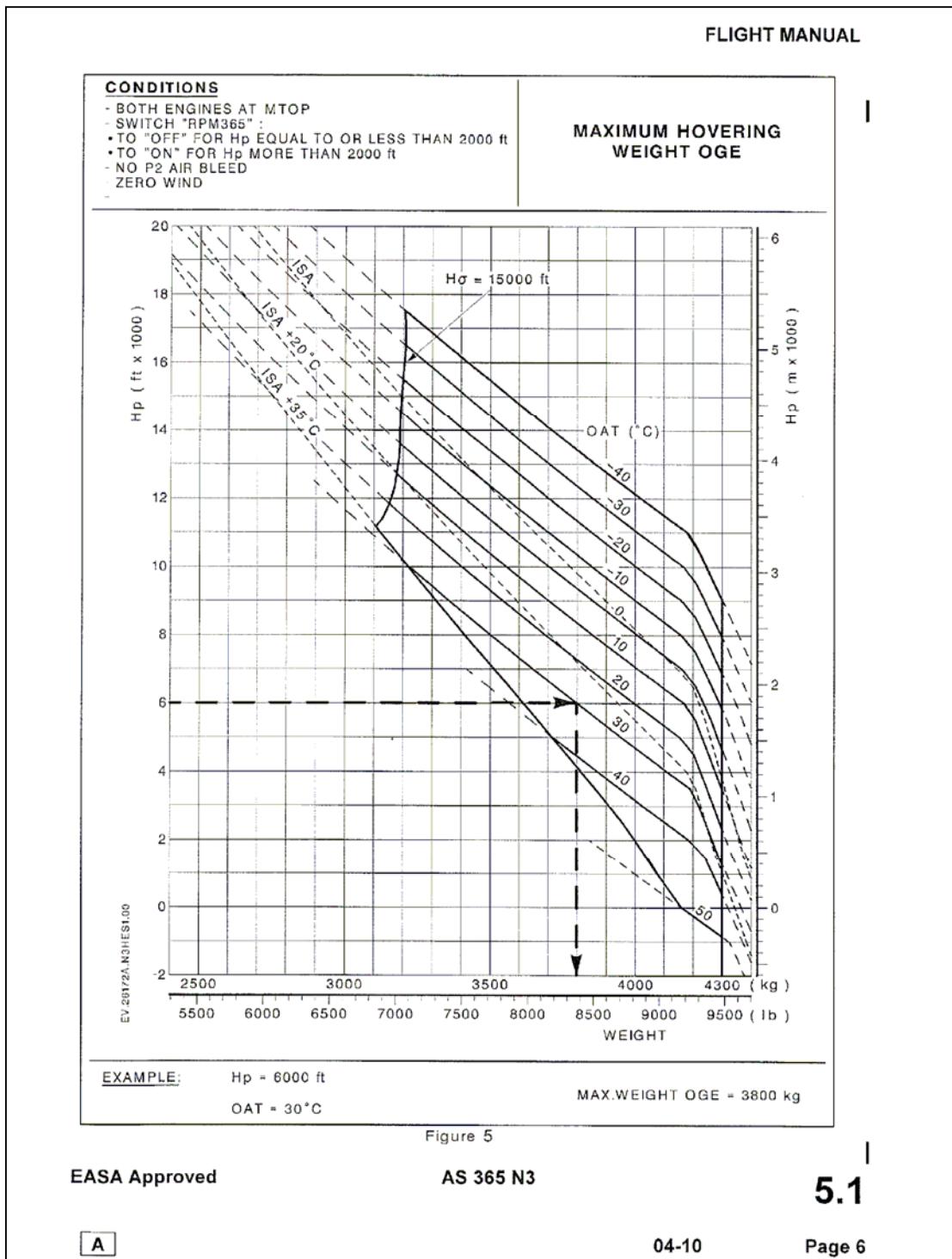


圖 1.17-4 地面效應外之最大滯空重量

1.17.4.3 維護能力手冊

空勤總隊於 104 年 5 月 15 日修訂，第 12 版之維護能力手冊，2-4 節有關非強制性技術文件相關之內容摘要如下：

2-4-2 非強制性技術文件 (服務通報 (SB)、服務信函 (SL)、技術通報 (TB)) 處理程序

機務組收到廠家所頒發之非強制性之技術修改(SB、SL、TB)時，每月定期由機務組組長 (或指定代理人) 召集機務組、航務組、機務隊、商維承商等單位人員審查其內容，就其所需工時，器材及對飛安之影響，進行評估後決定需否執行，呈總隊長批閱。

.....

2-4-5 技術文件管理程序

(一)概述

1. 技術文件之管理旨在使各修護人員獲得並確實瞭解修護技術及作業程序有關資料，據以執行修護工作達到合格品質，使航空器發揮其應有之性能，確保飛機安全。
2. 技術文件管理之作業包括需求申請，接收分配檔案保管及修訂等程序。

...

(二)技術文件之需求與申請

1. 技術文件之需求由各修護單位，依據實際修護之需要提出需求清單送機務組，審查統籌辦理申請。

...

(三)技術文件之接收

1. 所有各類技術文件均由機務組辦理接收。
2. 機務組於接收技術文件時除應登記外，同時核對該文件之版期及完整情況，並於該文件之首頁加蓋接收日期印章。

(四)技術文件之分發

1. 技術文件經接收查驗後，機務組應立即分發原申請之使用單位，並保留一份於主檔，必要時亦應分發有關之其他修護單位參考。
2. 技術文件分發時，應將分發情況登記備查。

(五)技術文件之檔案管理

1. 技術文件之檔案分為主檔及分檔，主檔由機務組負責管理，分檔由各使用單位負責管理。

1.18 其他資料

1.18.1 訪談紀錄摘要

1.18.1.1 事故副駕駛員

調查小組於事故後 2 次訪談事故機副駕駛員，有關訪談之重點摘要如下：

受訪者表示：該次任務原規劃當日下午 1400 執行，因天氣預報變壞而提前 1 小時。飛行前曾執行任務提示，內容包括：天氣、載重平衡、任務流程等，決定使用吊掛方式一次吊一名，計執行 3 批，並於進入時注意障礙物，有狀況就停止作業，受訪者也提醒到達目的地進入前要再做一次安全提示，獲正駕駛員確認。機前提示時，正駕駛員曾提及吊掛鋼繩爆破由其操作，此項目原則上每次任務前均會提示。

到達現場後，先執行環境觀察(繞貨輪一圈)，之後執行馬力檢查及任務提示，提示內容之緊急狀況是針對單發動機失效之處置；決定採取上午相同進場方式，由南往北接近貨輪甲板。另外正駕駛員提及進場時若有狀況，預計會向左脫離，此決定受訪者覺得可能是正駕駛員因位於右座，向左脫離可目視障礙物，且貨輪右側貨櫃較高，如向右脫離不易目視。

進入前，機工長曾向駕駛員建議本次任務執行行進間吊掛。行進間吊掛模式是全艙人員溝通共同決定，大家都覺得沒有問題。受訪者並表示一般於海上都做行進間吊掛，人員慢慢放到定點再將人員拉上來，但是如果執行定點下放，滯空時間會很久，主要是機組員討論若沒有問題就決定。受訪者認為事故當時風向速沒有特別感受，飛機也沒有不穩。

進入吊掛航線前有將旋翼「RPM365」開關開啓、緊急浮筒置於「ARM」位置。接近貨輪甲板過程中，受訪者曾監視儀表與警告面板，注意馬力與高度，並無異狀，當時之扭力位於 75% 至 80% 左右。快接近貨輪甲板時正駕駛員曾講兩次任務放棄，受訪者覺得當時可能正駕駛員認為進場的角度不好，接著航機平順左轉至約與貨輪平行，當時沒注意正駕駛員之操作狀況，因為正駕駛員操作時，PM 手腳均不在操縱系上。航機剛開始左偏 90 度前感覺是可控範圍的轉彎，但與貨輪平行時，航機突然甩了一下，過程中受訪者注意力在對外保持左側障礙物淨空，接著航機快速左甩，受訪者感覺飛機上下左右震動，接著有聽到正駕駛員說飛機怎麼了，受訪者感覺飛機不正常，但沒有音頻與警告，當時不知道飛機有旋轉，不清楚該機發生甚麼狀況，事後回想那樣的震動應該是飛機後面尾旋翼有問題，接著航機就墜海了。正駕駛員從呼叫「任務放棄」到「飛機怎麼了」之間，副駕駛員沒有聽到正駕駛員其他說話。

受訪者敘述事故前未發現事故機有不正常狀況，若旋翼轉速不足會發出低音頻噹噹噹警告聲音，但全程駕駛艙檢查儀表都是在綠線，警示面板(CAP)上也沒有顯示異常，但如果尾旋翼機械失效，如飛脫或打壞則不會有任何警告。受訪

者認為由事故時震動的狀態判斷，應該是尾旋翼故障，發生此狀況除非當時有預期，否則很短的時間發生，很難研判並立即反應。以受訪者過去軍旅經驗，若遇此狀況，先保持飛機姿態加速，減少集體桿，立即落地。

受訪者進入空勤總隊後，在學科訓練未上過 LTE，但有在公告欄看過相關資訊，飛機受風的影響而失去效能。學科部分有關尾旋翼故障緊急狀況處置部分，有講過滯空狀況下尾旋翼故障之處置，基本上就是減少集體桿，想辦法往前建立空速，盡快落地。實機訓練部分有關尾旋翼故障處置是實施在飛行有速度狀況下之處置。受訪者個人針對滯空時尾旋翼失去效能與尾旋翼故障的識別表示，兩者旋轉的速度應有差異，尾旋翼故障應該會較快，另外尾旋翼故障部分應該會感受到由後方尾旋翼傳來機械上的震動；尾旋翼失去效能受訪者未曾遇過，但應該是會覺得踩舵的效果不如預期。

吊掛訓練部分，受訪者於事故前於金門的演習中，曾與海巡配合於海上做吊掛訓練；共勤訓練時亦有與海巡配合實際於海面上執行吊掛訓練。

受訪者未曾接受過 AS365 型機模擬機訓練，但很期待仍夠有機會參加，因為有聽去過的同仁表示，可用模擬機模擬許多緊急狀況，訓練很精實，教官會不預期的模擬各種狀況，讓受訓人員去體驗與處置。

飛行手冊上有鋼索爆破的操作程序，正、副駕駛員與機工長都可操作，訓練時有提到如何操作，但受訪者沒有實際操作過，未看過這樣的手冊或技令。

受訪者個人在民國 102 年參加過求生訓練，覺得求生訓練很有幫助，例如緊急手柄位置及出艙後才能拉求生氣瓶的訓練，可實際應用於此次的逃生上。機上有逃生艇，知道有這個裝備，但沒使用過，到空勤總隊後，還沒接受過逃生艇使用的訓練。求生背心有兩種，一種是簡易的，一種是標準的，受訪者事故時是穿簡易的，標準背心上可放置的裝備較多。程序沒有特別提何時要穿哪一種，大部分教官都穿簡易式的，有請問過一些教官，若是執行任務會在海面上停留較久時，

比較建議穿標準式的救生背心。

1.18.1.2 其他飛行員

本案專案調查小組除訪談事故副駕駛員外，另訪談勤務第一大隊 UH-1H 飛行員 2 名與 AS365 飛行員 5 名，上述飛行員之訪談紀錄重點整理如下：

對事故任務的看法

多數的 AS365 飛行員受訪者表示，對該機而言不利的風是左側風，特別是左後，右側風較有利，因此依事故現場資訊（貨輪航向 275；風向約 040-050 度），多會選擇南往北進場接近貨輪，若有狀況會選擇往北或往東推頭脫離，但實際脫離路線仍要考量現場障礙物的狀況。

吊掛任務

多數的 AS365 飛行員受訪者表示，滯空吊掛時，最可能會發生的緊急狀況為單發動機故障，訓練或任務時正駕駛員多會提示發生單發動機故障時如何處置，但很少會提示尾旋翼故障的狀況，警告系統亦不會顯示發生尾旋翼故障，學科訓練時亦較少討論尾旋翼故障之處置。

有受訪者進一步表示：緊急狀況很多，提示時不可能每一項都提示，吊掛時最大的風險為單發動機失效，AS365 依航機性能，滯空時若單發故障將無法維持穩定滯空，10 呎以下可做低空自轉；130 呎以上可推頭基本自轉。吊掛時高度 10 呎至 130 呎間則為危險區，若發生單發動機失效不易處置。

國外模擬機訓練

多數的 AS365 飛行員受訪者皆認同模擬機訓練對於熟悉緊急狀況處置之重要性。有受訪者進一步表示：空勤總隊有模擬機經驗的飛行員不多，總隊的回覆是經費不足，員額有限。然而許多科目實機無法做到，例如：完全自轉到地、滯空尾旋翼故障、系統失效模擬。總隊飛行員日漸年輕化，經驗會較少，模擬機訓

練更顯重要。另外，總隊因為實機訓練造成飛機損傷比例很大，教官訓練時會較保守，若有模擬機訓練可分擔訓練風險，且單憑實機需要較長的時間累積經驗。

尾旋翼喪失效能相關訓練與資訊

多數的受訪者皆有印象空勤總隊有提供尾旋翼喪失效能相關之資訊，並曾進行研討；但有少數受訪者沒有印象。

訓練場地

多數受訪者皆提及空勤總隊缺乏良好的訓練場地，有關尾旋翼故障科目實機訓練係使用桃園八德舊跑道。有受訪者進一步指出該科目所需的場地為合格的跑道，並備有消防救援最佳，但運作中的機場一般不會許可執行此訓練科目。而教官在考量直昇機有受損風險下，亦不會真的讓受訓人員操控至落地。

1.18.1.3 航務主管

受訪者為空勤總隊航務主管，對於飛行員所提有關缺乏合格訓練場地部分表示：考量安全性與減少糾紛，原則上要求各勤務隊不要使用私人用地。共勤訓練的場地方面，共勤單位會協助找尋以及管控地面安全，因此較無問題。高高度訓練的場地亦較無問題，如福壽山訓練場就可使用。對於勤務第一大隊而言，較有問題的應該是需要跑道的訓練科目，北部地區松山機場與桃園機場因班次繁忙，不太可能使用，桃園的陸航 601 旅訓練場曾協調但未獲同意。然而，若勤務隊願意實施移地訓練，可前往花蓮或台中實施訓練，則會有較適當的場地可供訓練，例如台中陸航 602 旅訓練場。

1.18.1.4 機務相關人員

空勤機務相關受訪者表示，空勤總隊之航空維護能力手冊之第二章，訂有機隊強制性與非強制性技術文件處理程序、技術文件管理程序、商維廠商技術文件處理程序等規範。有關 AS365 機隊原廠技術文件(包括:AD、ASB、MSB、ASAM、

SOF、SB、SL、TB 等)，承辦人每日上班均會登入原廠空中巴士直昇機公司網站下載，並做紀錄。適航性之技術文件民航局亦會有公文通知，如有急迫性會以電子郵件會辦機務組保修課及二大隊，公文後補，無急迫性的技術文件，收到後每個月一次性透過公文會辦二大隊及保修科。會辦後，會召開工程技術研討會，如技術文件與飛行有關，會再影印給航務組。

對管理技術文件之承辦人，主要是執行文件之蒐集及會辦工作。技術文件管理人員異動時，依交接程序辦理交接。

受訪者表示，AS365 商維後，收到上述技術文件後，會通知空直公司，空直公司也有自己的管道蒐集相關技術文件。空勤總隊的人員，如要查閱 AS365 型機的相關技術文件可登入空直公司網站去找。

有關與事故有關之尾旋翼技術文件，受訪者表示，總隊確實有收到有關 AS365 尾旋翼故障的技術文件，該內容是以電子郵件寄送給總隊機務組裝備科承辦人，亦可於於網站查詢下載，機務組及勤務第二大隊第二隊於接收後立即處理。曾召集飛安監理會、航務組、機務組、勤務第二大隊第二隊及承商舉行該技術文件研討會，並有會議紀錄及執行計畫²⁴。

空直機務相關受訪者表示，空直維修人員於執行 2015 年 9 月 18 日該次磁性堵頭檢查時已是晚間 10 點多，空直檢驗人員上班時間為正常白天上班時間，故未在场。空直維修人員逕行執行簽結完畢後，將檢驗人員未在场狀況告知計畫人員，請其連絡檢驗人員後即進行 13 表轉登錄作業，於進行 13 表轉登錄作業時並不知計畫人員聯絡檢驗人員之狀況，故未於 13 表上將該項尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查作業轉登錄為未完成項目，完成 13 表轉登錄作業後即行休息。隔日（2015 年 9 月 19 日）亦未察覺上述磁性堵頭檢查項目尚未經檢驗人員檢驗，仍以妥善機狀況執行任務派遣，至該機勤務完畢後空直維修人員才發現上述磁性堵頭檢查項目尚

²⁴ 檢視該會議紀錄及計畫，無航務人員參加之紀錄。

未經檢驗人員檢驗狀況，隨即開具缺點並將該機列為不妥善機。於 2015 年 9 月 20 日執行 25 小時檢查時，該項磁性堵頭檢查才經空直檢驗人員完成檢驗。

1.18.2 AS365 機隊管理暨委商維修案招標規範

壹、招標規範性質與目的

一、機關為維持各大隊 AS365 型直昇機飛安、妥善率，茲委託廠商承攬執行機關使用之 AS365 型直昇機機隊管理及維修工作，以滿足飛行時數。

二、本招標規範之目的，係運用廠商所建構、涵蓋的 AS365 型直昇機機隊管理人力、維修及支援能量，充分使機關於平時任務或各地區急難救援時，適切及妥當完成 AS365 型直昇機維修，並保證飛機維修品質、妥善及安全，以支援機關主要核心任務：空中救護、空中運輸、空中救難、空中救災、觀測偵巡等任務，廠商應以獨立維修部門執行本契約需求。配合機關執行下列任務：

貳、定義：

七、機隊管理：指飛機機隊所有委修 10 架飛機（含其系統與裝備）之機務管理，包括隨機及任務裝備狀況管制、飛行時數安排、飛機維修，涵蓋各項保養修護紀錄、表格、表報資料之作業、分析、評估、彙整、管制、查核及通報管理、機工具管理（不含自維機隊一般工具）與維護、技術書刊管理（以電子版技令為主，紙本書刊為輔）、技術書刊管理、修護管制、品質管制、人員訓練、料件申籌補及工廠安全管理等。

十、維修：在本契約中，指對飛機機隊，包含但不限於飛機及其附屬各系統、隨機及任務裝備，進行飛行線勤務、拆卸、檢查、調整、校準、校驗、充填、保養、修護、修理、翻修、測試及其他相關之維修支援工程並包含特別檢查（僅限於原廠或民航局所發佈者為限，超出此範圍者，由機關與廠商同意者不在此限，如屬機關要求者，廠商於執行期間，得予免計妥善，惟可歸責於廠商者，期間仍列計非妥善），使其達於本契約所定各項妥善率，期滿足飛行時數及任務需求。

十一、修護計畫：指廠商依飛機及裝備使用之鐘點或曆日或循環值 (Cycle)，律定每月、每季、每年修護計畫據以執行工作品項之內容與時程，即裝備預劃之進廠日、作業期程、工作項目及完工日之品項。

1.18.3 飛航紀錄器相關法規

我國民用航空法規彙編 07-02A 航空器飛航作業管理規則引用際民航組織 (International Civil Aviation Organization, 以下簡稱 ICAO) 第 6 號附約第 6 章之相關標準及建議措施，規定我國民航業者應安裝飛航紀錄器，目前國內相關航空法規中亦未要求公務航空器須裝置任一紀錄器。

依本會民國 104 年紀錄器普查資料，公務航空器共 33 架，6 架裝置 CVR，其中有 2 架也裝置 FDR；其他 27 架公務航空器，含事故機型 AS365 N1/N2/N3 均未裝置任何飛航紀錄器。

另依本會於民國 100 年 2 月調查結案之空勤總隊八八風災救援直昇機編號 NA-502 飛航事故調查報告中，已對空勤總隊提出：「研擬於所屬飛機上加裝飛航紀錄器之可行性，以利飛航品質管理系統之建立及事故調查。空勤總隊回復受限現有機隊老舊，原廠尚無提供同型機購型管理與改裝相關技術文件難以執行加裝。

現今我國公務航空器雖多數未安裝飛航紀錄器，但已安裝簡式衛星定位儀 (Garmin GPS 295/96)。衛星定位儀可提供航機運動軌跡、高度、速度及航向等資料。

國際上如歐盟國家，歐洲航空安全局 (EASA) 對於特殊任務需求之直昇機安裝飛航紀錄器的規定摘要如下 (EASA IR-OPS, Part SPO, Annex 8, SPO.IDE.H.140/SPO.IDE.H.145)：

- 最大適航認證起飛重量 (maximum certified take-off mass, 以下簡稱 MCTOM) 在 7,000 公斤以上，並於 2016 年 1 月 1 日後取得航機適航證

明 (certificate of airworthiness, 以下簡稱 CofA) 之直昇機，應安裝座艙語音紀錄器 (CVR)。

- CVR 須具備至少 2 小時之錄音能力，並收錄正、副駕駛員之間通話、與航管通聯、客艙廣播系統廣播、駕駛艙環境音響、與導航輔助設備產生之聲響。
- MCTOM 在 3,175 公斤以上，並於 2016 年 1 月 1 日後取得航機適航證明的旋翼機，應安裝數位記錄方式的飛航資料紀錄器 (FDR)。
- FDR 須具備精確記錄至少最近 10 小時有關航機之軌跡、速度、高度、發動機動力、構型等相關參數的能力。
- 飛航紀錄器應裝有水下定位裝置。

相關原文法規詳附錄六。

經向航空器製造商查證，AS365 N1/N2/N3 型機可以安裝固態式飛航紀錄器。

1.18.4 製造廠於事故前/後發布之服務通告

依據空直公司提供之資料，該公司生產之同類型直昇機中，與尾旋翼故障相關之飛航事故自 2005 年至事故日止，共計 9 件。空直公司陸續發布多份與尾旋翼故障相關之 ASB。摘錄各 ASB 之改善措施如下：

項次	ASB 編號/發佈日期	改善措施
1	05.00.54 R0 25/08/2006	1)每日最後一次飛行後檢查 TGB 滑油油位係於最高油位。 2) 確認變矩控制桿無軸向間隙。
2	05.00.54 R1 31/07/2008	-修訂變矩控制桿無軸向間隙定檢程序。 -修訂 TGB 油位定檢程序:由每日最後一次飛行後檢查滑油，改為 10 飛時前定檢。
3	05.00.54 R2 11/08/2008	修改 EASA Airworthiness Directive No. 2008-0147-E, paragraph 2.B.3. and 3.C.1. bolt MP/N 801435 於拆裝時不予丟棄，應再使用。
4	05.00.54 R3 09/11/2009	修訂 TGB 變矩軸承間隙檢查方法以改善變矩軸承間隙偵測。 事故前檢查軸承間隙為 0，該服務通告在變矩軸承間隙檢查時，必須予以拆下檢查。
5	05.00.54 R4 16/05/2011	修訂 TGB 磁性堵頭定檢由每 25 飛時至每 25 飛時或每 50 次落地(以先屆期者為準)。

6	05.00.61 R0 16/05/2011	-簡化 TGB 變矩軸承間隙檢查方法，不需拆下檢查。 -更換抗熱效果較好之滑環 (guide rings MOD 0765B58)
7	05.00.61 R1 13/07/2011	更換新型滑環之 TGB 將使用本版修訂之變矩軸承間隙量測方法。
8	05.00.61 R2 04/07/2012	-修訂原變矩軸承間隙量測方法使更為完整。 -修訂原變矩軸承間隙定檢時距由 110 飛時縮短至 55 飛時。
9	05.00.61 R3 25/06/2013	通知操作人新型 TGB 之改良情形： - 修改 TGB 控制軸引導 (MOD 0765B56)。 - 修改 TGB 控制軸引導環 (MOD 07 65B58)。 - 修改 TGB 控制軸承 (MOD 07 65B57)，以利碎屑排出。 - 修改 TGB 控制軸 (MOD 07 65B59)，以利碎屑排出。 -修改 TGB 焊接齒輪 (MOD 07 65B60)，以利碎屑排出。 - 修改 TGB 滑油流通 (MOD 0765B62)，以利碎屑排出。
10	05.00.61 R4 08/04/2014	安裝新型軸承 (MOD 07 65B57) 者，可將檢查時距由 55 飛時延至 110 飛時。
NA-107 事故後		
11	01.00.67 R1 4/5/2016	- 未執行最後改裝者須定期更換 TGB 控制桿雙軸承。 - 未執行控制桿雙軸承換新者，須更頻繁的執行 TGB 磁性堵頭金屬碎屑之檢查，並以拆下控制軸/桿方式執行雙軸承之檢查。

1.18.5 事故發生順序

經綜合事故相關資訊，本次事故發生之順序如表 1.18-1。

表 1.18-1 事故發生順序

時間	事件	來源
1300	自松山機場起飛	ATC
1305	到達淡水河口，接受航管追蹤席管制	ATC
1314	到達石門目的地上空開始執行環境偵查，速度約為 40 浬/時(1314~1316)	ATC、影像資料
1315:30	完成環境偵查，開始減速執行進入前準備、提示及馬力檢查	訪談、影像資料
1316:24	完成進入前準備、提示及馬力檢查，機工長準備吊掛	訪談、影像資料
1317:05	航機開始進入(加速)，高度 130 呎	影像資料
1317:08	人員完成吊掛準備出艙	影像資料
1317:18	人員出艙準備下放	影像資料
1317:24~1317:44	人員下放、正駕駛呼叫任務放棄兩次	影像資料
1317:44	航機開始左偏(高度:64 呎,速度:9 浬/時)	影像資料

1317:48	左轉開始加劇	影像資料
1317:49	尾旋翼轉速頻譜有下降趨勢	頻譜解讀
1317:51	航機左偏與船身平行，開始加速(90 度，正駕駛呼叫怎麼會這樣)	訪談、影像資料
1317:52	航機左偏 180 度(高度:72 呎,速度:10 哩/時)	影像資料
1317:53.5	航機向左轉一圈(高度:86 呎,速度:11 哩/時)	影像資料
1317:54	尾旋翼轉速頻譜無法辨識	頻譜解讀
1317:55	海巡特勤隊員因偏轉外拋甩起	影像資料
1317:56	海巡員遭主旋翼擊中，主旋翼損壞(高度:44 呎,速度:12 哩/時)	影像資料
1317:57	航機向左轉 2 圈	影像資料
1317:59	航機以機頭朝東右傾姿態航機墜海	影像資料

1.18.6 空直專案管理手冊

摘錄空直專案管理手冊如下：

4.13 必須檢驗項目 (Required Inspection Item)：

依據空勤總隊維護手冊凡飛機、發動機或附件之修護項目(包含修理、修改與檢查等)曾經或可能因工作不當或材料使用不當使用而導致失效、作用失常或損壞，使飛機之操作與使用遭致危險者，均屬【必須檢驗項目】。【必須檢驗項目】均於檢驗欄位內註明 RII 標示。非屬【必須檢驗項目】之各項工作項目或缺點，則不註記任何標示。

凡屬「必須檢驗項目」均於檢驗欄內註以英文字加註“RII”或以 RII 章標示。

RII 檢驗範圍之界定如下(經由品管人員審核，簡單的工作範圍無需執行 RII)：

1. 主旋翼和傳動系統。
2. 尾旋翼和傳動系統。
3. 飛行操控系統(含: 自動駕駛/飛行控制)。

4. 動力系統和操控系統。
5. 燃油系統 (油控器)。
6. 飛機起落架系統、煞車、輪胎。
7. 飛機載重平衡。
8. 導航、電器。
9. 測裝使用、各式量測數據等檢驗工作。

4.13.1 RII 檢驗方法

前述檢驗項目之檢驗方法及重點如後所述：

1. 是否參照有關手冊 (Manual) 之規定施工
2. 所使用之工具及裝備是否已業經核驗及校驗，有無過期
3. 檢驗所使用之材料是否與規定相符
4. 附件之裝置是否適當、穩固，工作是否良好及件號是否相符
5. 若有需要，參照有關手冊所述實施操作檢驗
6. 核對工作人員之簽證是否齊全及合格
7. 外場維修時，如執行 RII 項目，須告知 RII 檢驗人員到場檢驗
8. 飛機完成定期檢查後執行簽放前，需確認所有必須檢驗項目 (RII) 執行完成並完成簽證
9. 針對檢查表中 RII 項目依據技令執行檢查並簽名，定檢完成後於 2408-13 表定檢項目及放飛證明單簽名
10. 保修人員合格資格

第二章 分析

2.1 概述

本事故機飛航組員飛航資格符合現行空勤總隊航務管理之規定，事故前 72 小時之休息及活動無不正常紀錄，無證據顯示飛航組員於飛航中曾受任何藥物及酒精影響；航機之載重平衡在限制範圍內，檢視該機所有經歷記錄簿及事故前一年內之維護紀錄，無顯示與本次事故相關之異常登錄，所有事故前適用之適航指令及技術通報皆執行完成。殘骸檢視與測試結果顯示，除尾旋翼故障及部分主旋翼於落水前撞擊外物損害以外，所有機體結構之損害皆為事故後航機與海面及海底岩石之撞擊，或打撈與運送時之碰撞所致，駕駛艙飛行操控元件皆於定位且完整，連結機構動作亦驗證無誤。

本章分析各節概以維修、飛航操作及生還因素等項分述如下：

2.2 維修分析

本節維修分析以事故時發動機運轉、尾旋翼故障、關於 ASB 改善尾旋翼故障之有效性、定檢期限控管、技術文件傳遞、發動機艙檢查作業、安全缺失之改善與追蹤以及製造廠對於尾旋翼故障之改善作為等議題分析如下：

2.2.1 發動機運轉

依 1.12.3 節殘骸檢視，傳動機構中之前、後段主旋翼齒輪箱扭力傳動軸與尾旋翼齒輪箱扭力傳動軸斷裂面皆因過扭力而呈曲線斷折，顯示該機發動機可能於事故前仍有動力（參考圖 1.12-11 至圖 1.12-13）；復參考 1.16.3 節頻譜解讀資訊，顯示主旋翼各組件在事故發生前轉速均維持在正常運轉範圍內，以上資料顯示該發動機於事故時正常運轉。

2.2.2 尾旋翼故障

尾旋翼控制桿滾珠軸承拆解

依 1.16.1.3 節拆解尾旋翼變矩軸承後發現，軸承螺帽側保持環內有 5 顆滾珠脫出，掉入控制軸內部，5 顆滾珠表面均有破壞傷痕，表面呈現局部硬化遭剝除的特徵，量測 5 顆滾珠之尺寸，平均直徑約 6.6 公釐，小於設計規範 7.144 公釐；滾珠軸承內環發生偏移。

檢視滾珠軸承外環表面呈現藍黑色澤特徵，滾珠軸承螺帽側內環呈現壓擠破壞特徵，內環擋肩（ring shoulder）亦被刮除，軸承螺帽凸緣部分已斷裂成兩段。

尾旋翼控制桿滾珠軸承材料試驗

常見軸承失效包括：磨耗失效、疲勞破壞、軸承斷裂、間隙失效等。磨耗失效係指軸承零件表面的滑動或滾動摩擦，致使表面金屬不斷磨耗而失效，是各類軸承常見的失效模式之一，磨耗形式通常可分為磨粒磨耗和黏著磨耗。當軸承零件間存在磨屑、異物或是堅硬顆粒，與軸承零件表面相對滑動或滾動而造成的磨耗現象，會在軸承工作表面產生溝槽狀的擦痕，此現象為磨粒磨耗。以微觀尺度觀察，軸承零件表面存在許多粗糙點，當某些粗糙點承受壓應力超過降伏強度而產生塑性變形，加上摩擦熱量造成局部焊接，之後又因為軸承零件表面相對滑動或滾動，造成這些焊接點又被撕扯，此現象為黏著磨耗。

檢視滾珠軸承外環及驅動側內環，幾何尺寸及外觀大致完好，無明顯破壞情形。螺帽側內環之破壞區域為靠近軸承螺帽一側，而內環擋肩亦被刮除，研判初始破壞位置大致與滾珠滾動的軌跡線吻合（圖 2.2-1 紅色虛線）。依據軸承內環及滾珠之金相分析結果顯示該破壞區域曾發生局部過熱及應變硬化的現象，呈現硬化剝除特徵。

依此推論，事故機之螺帽側內環及滾珠之表面互相接觸時，某些接觸點承受壓應力超過降伏強度而產生塑性變形，摩擦熱量聚集而產生高溫，造成軸承內環及滾珠局部焊接情形；之後滾珠軸承持續滾動，螺帽側內環及滾珠之焊接點又被

撕扯，持續造成剝除破壞，因此軸承內環及滾珠的表面均呈現硬化剝除特徵。因滾珠軸承持續作動，而不斷產生軸承磨耗，直到軸承失效為止。在最後破壞階段，滾珠軸承外環及內環的最大軸向位移量約 8.5 公釐。

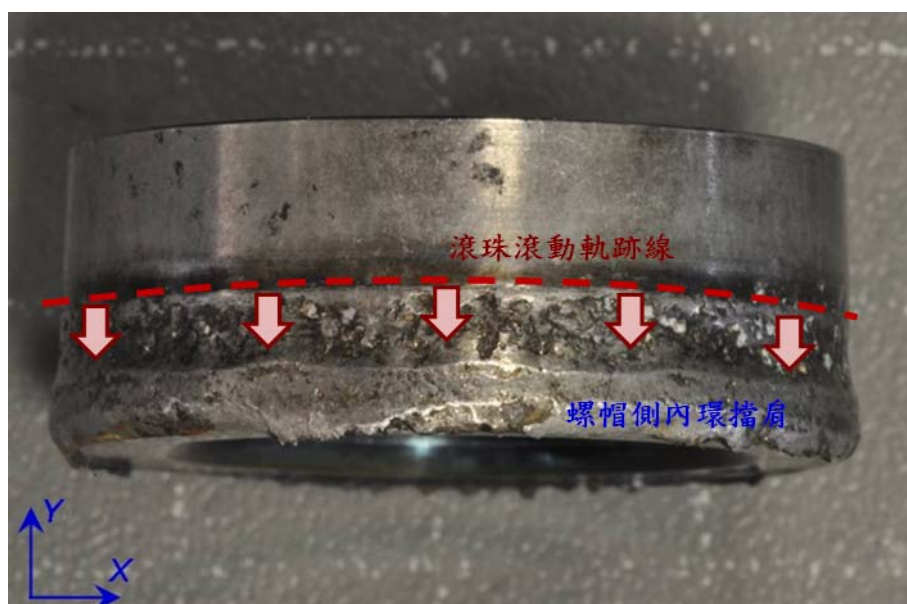


圖 2.2-1 滾珠軸承螺帽側內環之初始破壞位置

滾珠軸承失效與尾旋翼操縱

依 1.6.3 節所述，在正常情況下，駕駛員可利用蹬踏駕駛艙內之左右腳踏板，藉由尾旋翼操縱系統之連桿機構，以推或拉尾旋翼控制桿（control rod）來驅動指令軸承內環，指令軸承內環與外環為同一零件被安裝於尾旋翼控制軸（control shaft）內，尾旋翼控制軸與外環經聯結機構締緊為一體，一旦指令軸承內環被驅動時，外環亦被連動，故尾旋翼控制軸亦同步以推或拉的方式控制尾旋翼變矩，改變尾旋翼片攻角。正常情形下，當駕駛員蹬踏駕駛艙內之右腳踏板，尾旋翼控制軸被拉離（往 Y 方向），滾珠軸承內環亦被拉離，內環擋肩應可傳動軸承外環及滾珠。

依前述，事故發生當時，滾珠軸承螺帽側內環以及滾珠可能已發生局部過熱

及應變硬化的現象，當滾珠軸承螺帽側內環及該側滾珠發生局部過熱及應變硬化的現象，螺帽側內環發生初始破壞；在此階段，若蹬踏右腳踏板以拉離尾旋翼控制軸（往 Y 方向），則滾珠持續與螺帽側內環滾動摩擦，加速滾珠軸承螺帽側內環的後續破壞（圖 2.2-1 紅色箭頭），並刮除螺帽側內環擋肩，造成滾珠軸承外環及螺帽側內環的偏移。在最後破壞階段，螺帽側內環擋肩亦被刮除，內外環完全脫離。此時如駕駛員蹬踏駕駛艙內之右腳踏板，因指令軸承內外環完全脫離，僅尾旋翼控制桿作動，尾旋翼控制軸未能同步連動，駕駛員將無法控制尾旋翼變矩。

滾珠軸承失效順序如下（圖 2.2-2）：

1. 軸承螺帽側內環沿滾珠滾動軌跡線發生初始破壞；
2. 軸承螺帽側內環發生硬化剝除、滾珠開始初始破壞；
3. 內環擋肩被刮除，指令軸承內外環完全脫離；

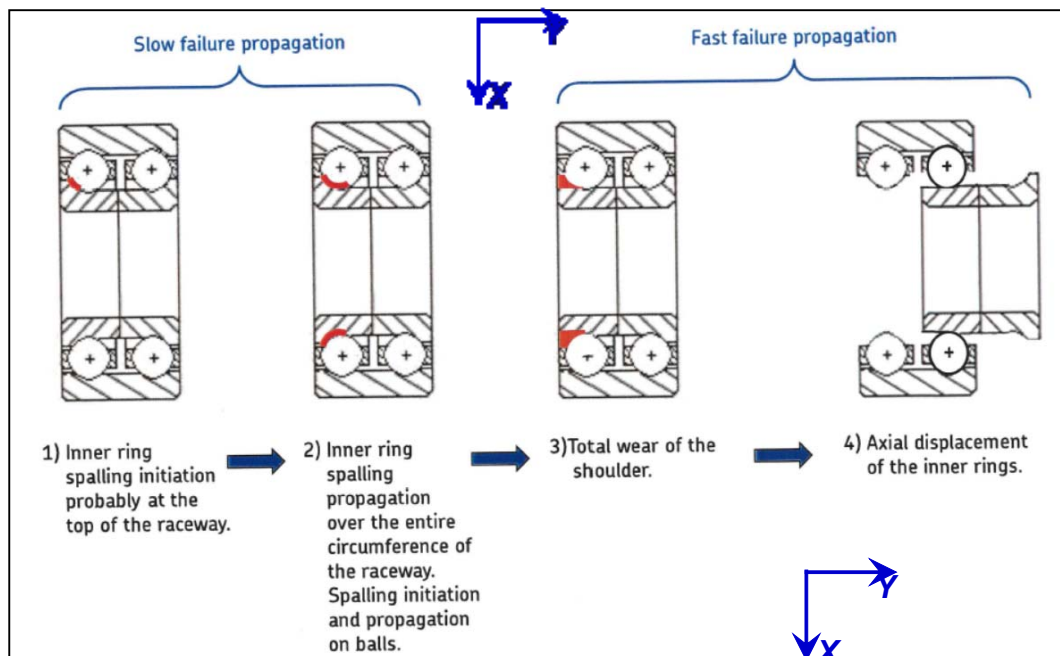


圖 2.2-2 滾珠軸承失效順序示意圖

2.2.3 關於 ASB 改善尾旋翼故障之有效性

依據 1.6.2 節，事故前（民國 105 年 3 月 9 日）空直依據 AS365-05.00.61R4 所應執行之尾旋翼齒輪箱維修作業包括：

- 10 飛時定檢 TGB 油位
- 25 飛時落地定檢 TGB 磁性堵頭
- 55 飛時定檢 TGB 雙軸承間隙測量

經檢視維修紀錄，上述維修作業符合該 ASB 規範之作業標準。

調查小組針對空直維修人員依該 ASB 規範執行相關維修作業，惟尾旋翼軸承仍因磨耗故障致本次飛航事故，分析改善尾旋翼故障相關維修作業之有效性分述如下：

滑油油位檢查

事故前該項檢查無滑油添加紀錄，顯示滑油無異常消耗，TGB 油位於最高位置；事故前 10 日送驗之滑油分光化驗結果正常，滑油未變質，品質正常。

事故前空直執行滑油油位檢查無異常發現，惟事故機於完成本項檢查後尾旋翼軸承嚴重磨損，顯示滑油油位檢查可能無法有效偵測軸承磨耗。

磁性堵頭檢查

依 1.6.2.3 節，該機設置有人工及自動尾齒輪箱金屬偵測警告系統，於事故前 2 日空直依規範執行之磁性堵頭檢查紀錄並無異常發現，事故後於尾旋翼齒輪箱檢測發現大量金屬粉末²⁵及 5 顆脫落之軸承滾珠在尾旋翼控制軸軸承底部，顯示該軸承因異常磨耗而脫落之金屬粉未能被流動滑油攜帶至儲油槽，以致裝置於儲

²⁵ 大量金屬粉末除來自 TGB 軸承及受海水腐蝕之氧化物。

油槽之磁性堵頭未能吸著金屬粉末，顯示本項檢查未能有效偵測軸承磨耗。

尺碼量測及敏感性檢查

依 AS365-05.00.61R4 55 飛時定檢 TGB 雙軸承間隙測量數值及間隙之「尺碼檢查」之偵測條件 ($M3-M0 \geq 0.5$ 公釐)，空直於民國 105 年 3 月 1 日經檢查後之間隙值為 0.10 公釐小於標準值 0.5 公釐；另檢查人員依「敏感度檢查」方式係由檢查人員以雙手指尖抓著變矩圓盤，再以前後推拉的方式，憑感覺來偵測 0.5 公釐的間隙有其難度，且檢查人員之敏感度將會影響檢查結果。

製造廠在本事故前因應 8 件與齒輪箱軸承故障相關事故並發布多份服務通告，且於 2013 年有改良新型齒輪箱軸承並改良控制軸承、控制軸、滑油流通設計。

空直維修人員已依 ASB AS365-05.00.61R4 之 3.B.4 及 3.B.6 執行量測，未能偵測到 TGB 控制軸承磨損，顯示 ASB AS365-05.00.61R4 有效性不足。

證據顯示空直維修人員依 ASB AS365-05.00.61R4 之 3.B.4 執行軸承檢查，間隙值皆在標準值內，未能偵測到 TGB 控制軸承磨損，另維修人員依 3.B.6 執行手動敏感性量測時，端視維修人員的判斷而定，易受主觀因素影響，如有異常較不易發現。

軸承因持續磨損，螺帽側內環擋肩被刮除，造成螺帽內環及外環完全脫離，尾旋翼控制軸承變矩功能失效。

2.2.4 定檢期限控管

依據 1.6.2.3 節，TGB 磁性堵頭檢查，計有 4 次超過 50 落地次數定檢期限，其中有 3 次與 1.6.2.3 節 13 表使用次數欄中 3 次（如圖 1.6-4 至 1.6-6）超過 50 落地次數定檢期限一致。依空勤總隊維護能力手冊第六章「維護記錄簽證及管理」有關「飛航維護紀錄簿」之規定，正駕駛員應將飛行時數資料填入飛航紀錄簿，

並於每日飛行完畢後，由總隊空勤修護員將三聯單分別交航務人員、修護管制人員及隨機保存；另空勤飛航組員手冊中飛行組員之職責亦包含查察 13 表中下次檢查到期欄內之飛機時間及落地次數，並比對飛機時間欄及落地次數欄，據以控制任務時間及落地次數，勿使超過定檢時限，惟飛行組員未能落實執行以致定檢逾時。

另檢視 2015 年 9 月 20 日超過 50 落地次數定檢期限逾期，係因 2015 年 9 月 18 日執行磁性堵頭檢查時，空直檢驗人員未執行磁性堵頭檢驗，於空直維修人員轉登錄隔日(2015 年 9 月 19 日)13 表時，未察覺上述磁性堵頭檢查項目尚未經檢驗人員檢驗，亦未將該項尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查作業於 13 表上轉登錄為未完成項目，至 2015 年 9 月 19 日該機勤務執行完畢後，空直維修人員才發現上述磁性堵頭檢查項目未經檢驗人員檢驗之狀況，隨即開具缺點並將該機列為不妥善機，2015 年 9 月 20 日該機執行 25 小時檢查工包時，檢查項目包含尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查項目，空直檢驗員完成簽結旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查項目後簽結，並同時在 2015 年 9 月 18 日尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查工單上簽結（簽結日期為 9 月 20 日），惟該項磁性堵頭檢查於 2015 年 9 月 19 日該機勤務執行時已超過 50 落地次數定檢期限。

依據 1.18.5 空直專案管理手冊 4.13 必須檢驗項目(以下簡稱 RII)，界定 RII 檢定範圍包括尾旋翼和傳動系統，依前述界定該項尾旋翼齒輪箱磁性堵頭檢查即屬 RII。依空直專案管理手冊 RII 檢驗方法及重點²⁶，執行 RII 項目，須告知 RII 檢驗人員到場檢驗且飛機完成定期檢查後執行簽放，並確認所有必須檢驗(RII)執行完成並完成簽證。

空勤總隊之 AS365 直昇機係委託空直公司進行維護，依據 AS365 機隊管理暨委商維修案招標規範，相關飛行時數安排、飛機維修，涵蓋各項保養修護紀錄、

²⁶ 4.13.1 RII 檢驗方法。

表格、表報資料之作業、分析、評估、彙整、管制、查核及修護管制與品質管制等作業均包含在委商之機隊管理中，空直公司應依飛機及裝備使用之鐘點或曆日或循環值 (cycle)，律定每月、每季、每年修護計畫據以執行工作品項之內容與時程，即裝備預劃之進廠日、作業期程、工作項目及完工日之品項。空直公司前述有 1 次 TGB 磁性堵頭檢查超過 50 落地次數定檢時限狀況，顯示空直公司未能確實依委商之機隊管理執行定檢控管。

2.2.5 技術文件傳遞

空勤總隊之維護能力手冊第 2.4 節規定：技術文件管理由機務組負責；辦理接收、分發及建檔，主檔由機務組負責管理，分檔由各使用單位負責管理；於收到屬非強制性之技術文件後，由機務組組長召集航務組、機務組、機務隊及商維承商等單位人員審查其內容及執行之必要性，並評估其對飛安之影響。

與本次事故有關之尾旋翼故障相關之警告技術通報，自 2005 年至 NA-107 事故發生期間，空直公司曾陸續發布多份警告技術通報，分別由空勤總隊機務組接收後會辦各單位。有關上述之技術通報，空勤總隊亦曾針對該內容召開工程技術研討會，討論後續執行計畫及行動，但並無航務相關人員參與此討論會議，亦無書面會辦航務組之相關紀錄，顯示航務人員可能未獲得該份文件之資訊。航務人員如能適時獲得並掌握該份技術文件之內容，飛航組員將有機會提高尾旋翼可能於飛航中故障之狀況警覺，以強化相關緊急處置，增進飛航安全。

依據訪談紀錄，空勤總隊具備技術文件之管理程序，但對負責適航指令相關工作人員之訓練無標準規範。

以上分析顯示：空勤總隊尚需強化技術文件之管理與訓練，使各部門能即時分享有關飛航安全之資訊。

2.2.6 發動機艙檢查作業

依據 1.6.2.4 節，專案調查小組成員執行每日飛行前之發動機艙檢查後發現，

左右 2 具發動機軸承滑油進油管及通氣管之接頭均無滑動標記，詢問檢查施作之空直公司駐地檢驗員及空勤機工長是否發現該滑油進油管及通氣管之接頭上無止滑標誌，2 位均稱有發現，另表示目前使用的滑動標誌漆會因長時間處於高溫環境下脫落或消失。

止滑標誌是飛航組員及維修人員判定該管路接頭鬆動與否之唯一方法，失去止滑標誌即無法判定該管路接頭是否有鬆動，且該管路接頭是自發動機裝機前即無止滑標誌至今甚長時日。空直維修人員訪談時告知，執行發動機艙檢查時已發現該接頭無止滑標誌，卻無任何作為；另空直公司於每日飛行後檢查表 33 項訂定有發動機管路止滑標誌檢查程序，檢查項目為「左發動機及附件—狀況檢查，漏油，滑動標誌，清潔及管路檢查」，空直維修員未能確實執行飛行前後之發動機艙檢查，不符維修品質標準，顯示維修人員之專業及維修紀律皆待加強。

2.2.7 安全缺失之改善與追蹤

依 1.17.3.1 節，本會於民國 89 年 9 月 6 日內政部空警隊編號 AP018 之 AS365 直昇機於全馬力滯空時發動機管路鬆脫失去動力之飛航事故調查報告中，已指出空警隊發動機維護作業中，修護員未落實扭力締緊作業及止滑標記之標示，以及檢驗員未確認止滑標記即在工單簽字等安全缺失（詳如 1.17.3.1 節）。空警隊收到報告後應針對該等發現進行改善與後續追蹤。該事故後空警隊於 94 年 6 月 22 日正式整併至空勤總隊。

依據空勤總隊提供之飛地安稽核紀錄，本事故前/後仍有發現類似之安全缺失（詳如 1.17.3.2 節），顯示約 15 多年前於空警隊事故中之調查發現，整併為空勤總隊後仍存在，雖然此與本事故發生無關，然而，為避免相同之安全缺失再次導致事故發生，空勤總隊應訂定對應之改善計畫並持續追蹤後續改善成效。

2.2.8 製造廠對於尾旋翼故障之改善作為

依據 1.18.4 節製造廠提供之資料，該製造廠生產之同類型直昇機中，與尾旋

翼故障相關之飛安事件自 2005 年至事故日止，共計 9 件。製造廠於該事故後陸續發布多份改善尾旋翼故障之 ASB。上述 ASB 中與檢查有關之改善作為包括：TGB 滑油油位及期限、檢查變矩控制桿軸向間隙定檢期限、檢查 TGB 磁性堵頭定檢期限；另於 2013 年 ASB 提供改良碎屑排出及修改 TGB 控制軸引導、控制軸引導環、控制軸承控制軸、焊接齒輪及雙軸承滑油流通等之新型雙軸承及 TGB。顯示製造廠於本次事故前已因應多次尾旋翼異常事故，發展出改善措施。

本事故後，製造廠於 2016 年 5 月 4 日發布之 ASB 01.00.67 R1，要求操作人如未執行最後改裝者，須於 350 飛時屆期更換新型 TGB 控制桿雙軸承。對於尚未執行控制桿雙軸承換新者，每 55 飛時屆期前以拆下並用手推拉控制軸/桿方式取代尺碼測量，以更嚴謹之方式執行雙軸承間隙檢查。

2.3 飛航操作

該機於進入吊掛航線後之操作穩定正常，並於接近貨輪甲板途中下放執行吊掛之特勤隊員。該機於逐漸接近貨輪甲板前正駕駛員呼叫放棄任務，航機並開始向左偏轉，繼而偏轉現象加速，特勤隊員受離心力向上拋起，遭主旋翼擊中，主旋翼毀損，該機以機頭約朝東之右傾姿態墜落於貨輪船首左側海面。

依 2.2.2 節所述，該機尾旋翼控制軸承失效，另該機未配備飛航紀錄器，以下飛航操作相關分析係依據人員訪談、影像資料、頻譜分析、GPS 接收機之資料、天氣資料、維修分析以及相關飛航操作程序，針對天氣及航機性能因素、任務整備及飛航組員操作、相關訓練手冊及飛航紀錄器裝置等項撰寫本次事故飛航操作及航機相關因素。

2.3.1 天氣及航機性能

依據 1.7 節之天氣資訊，事故地區有小雨，風向為東北風，風速約 20 浬/時；依 1.16.4 節流場模擬顯示，事故機周圍流場為北北東風，風速約 22 浬/時，東北風流經貨櫃輪產生的亂流可能未影響到該機周圍流場，與相關人員訪談紀錄之敘

述相符。

事故當時之高度約為海平面、外界溫度約為 12°C、航機總重約為 4,000 公斤，參考圖 1.17-3 及圖 1.17-4 資料，其可承受之側風及順風限制約為 39 浬/時，於地面效應外滯空之最大容許總重為 4,300 公斤，顯示事故當時之風及航機之總重量，應在航機安全操作範圍內。

上述分析顯示，事故當時之風及航機之負載狀況，應在航機安全操作範圍內。

2.3.2 任務整備

正副駕駛員於前一日已執行貨輪擱淺海上之救援任務，本次任務係依前一日環保署申請之任務地區及概要狀況，執行勘災人員運送之計畫性任務，事故當日上午按預畫執行完成兩架次任務，本次事故為其相同任務之第三架次，依此，任務組員對該任務執行方式及任務區天氣環境等狀況應有相當程度之掌握及瞭解。下午之任務執行前，飛航組員曾進行飛行操作風險評估，結果為「尚可」，飛行員可接受派遣。

空勤總隊航務管理手冊第九條訂定有正駕駛員及副駕駛員之職責，第十七條並訂有飛航組員分工之規定。正駕駛員被授予充分的責任與指揮權，執行飛行任務，飛行前對影響任務安全之各種風險因子，評估任務是否可執行，並負責操控飛行軌跡、速度、外型改變，及飛行導航。副駕駛員職責係依正駕駛員指示完成各項工作，負責飛航時機外通話、儀表監控、無線電及導航裝備之調整及其他各項裝備之掌控，並協助正駕駛員處理各項緊急程序；另航務管理手冊第五十四條有關任務提示中，飛行前由正駕駛員任務提示內容包括任務種類、天氣報告、人員編組、執行概要、應勤裝備、通信聯絡地面聯絡頻率、代號（呼號）、任務聯絡人、緊急程序及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等。

經檢視影像、提示錄音資料及訪談內容，本次任務執行中，飛航組員按航務管理手冊之任務職責，進行組員提示與任務分配，航機於到達目標區後完成空中偵察以確認海面天氣及船隻狀況，正駕駛員綜合評估現行風向風速、船上障礙物狀況等，向任務人員進行任務提示，包括進入方式、脫離方式及航向、吊掛方式及每次救援人數等，過程中大致正常，正駕駛員針對緊急狀況處置時曾提及單發動機失效時之處置，其任務前準備及提示內容合於目前手冊規範。應勤裝備、通信聯絡地面聯絡頻率及緊急裝備使用說明於 2.5 節生還因素另說明之。

2.3.3 飛航組員操作

任務放棄

依據 1.1 節，該機繞行貨輪一圈後，曾左轉航向約 80 度滯空並逐漸自航向 50 度左轉接近貨輪，機工長開始下放海巡特勤隊員出艙執行吊掛任務，當時航機高度 28 公尺，之後航機開始向左偏轉，依副駕駛員訪談，開始產生偏轉前，正駕駛員曾呼叫放棄任務，另依 1.16.3 節頻譜解讀之音頻資料推斷，該機主旋翼特徵頻率穩定且動力輸出正常，依據訪談紀錄、事故時之影像資料及尾旋翼頻譜分析結果，顯示自 1317:48 時前，航機尚可操控。

依據訪談紀錄，航機於開始產生偏轉前正駕駛員呼叫放棄任務時，並未告知副駕駛員放棄任務原因，且副駕駛員手腳均不在操縱系上。以目前所獲事證，未能研判航機於開始產生偏轉前正駕駛員曾呼叫放棄任務之原因；另經檢視空勤總隊航務管理手冊內容，並無放棄任務之溝通方式及任務分配之標準程序，可能影響緊急情況之處置及飛航安全。

尾旋翼故障處置

影像資料顯示航機於 1317:44 時開始以約 22 至 8 度/秒之偏轉率向左偏轉，約與貨輪平行，1317:48 時後，航機向左旋轉趨勢變大。航機快速左甩後接著副駕駛員感覺飛機上下左右震動。

參考 1.17.4.2 節，依據原廠 AS365 N3 飛航手冊（Flight Manual）3.3 緊急程序之尾旋翼故障乙節，該型機於有馬力狀況下飛行（power-on flight）時，係藉由觀察航機偏側運動（yawing motion）辨識尾旋翼故障。故障發生當時航機的馬力與空速會決定偏側的旋轉速度。另外，依據故障的類型航機或許會出現高度的震動（high vibration level）。

參照爬升或滯空期間發生尾旋翼故障之緊急程序包括：減低集體桿並藉由航機左右擺動之控制（roll control）維持航向；增加空速並藉由選定適當的馬力維持飛行控制；尋找適當的落地點，並依落地程序（landing procedure）於實際可行之情況下盡速落地（land as soon as practicable）。程序中列有一警示（caution）訊息：航機重量較輕與右側風較易落地；以及一警告（warning）訊息：空速 40 哩/時以下由於直尾翅（tail fin）失去效能已不可能重飛。

依據圖 1.17-1 資料：該型機於事故時之操作構型，滯空時如因緊急狀況需執行自動旋轉落地，其高點安全高度為 230 呎、低點安全高度為 13 呎，於 30 呎高度時，則須保持 30 哩/時以上之速度，始能安全執行自動旋轉落地。

依 1.16.4 節該機接近貨輪後暫停並向左轉向期間（1317:44 時至 1317:48 時），高度自 27 公尺降至 26 公尺後增加到 28 公尺（高度約為 72 呎至 84 呎）、速度約為 10 哩/時，依據圖 1.17-2 高度速度限制圖，如於 72 呎高度遭遇異常狀況，可安全操作以自動旋轉落地程序之落地速度為 30 哩/時，表示該機當時處於不可安全操控之狀態，無法安全執行自動旋轉落地，且之後主旋翼因損壞已失去應有之功能，顯示該機於低空、大馬力狀態下，尾旋翼突然失效，且當時之高度、速度已位於無法改出之區域，於反應時間不足且主旋翼受損狀況下，飛航組員已無法依手冊執行相關緊急程序之操作。

2.3.4 AS365 定期模擬機訓練

歐洲直昇機安全小組（EHEST）於 2013 年 7 月發布之「使用模擬機進行直

昇機飛行訓練之優點²⁷」訓練手冊指出，模擬機訓練可彌補實機訓練之不足，飛行員能夠反覆練習一般飛航作業中極少遭遇之不正常或緊急狀況，模擬機亦可使用來發展特殊飛航狀況如尾旋翼效能喪失（LTE）之處置訓練。EASA 飛航作業相關法規文件²⁸指出，於適合的模擬機可取得之狀況下，應提供飛行員模擬機飛航複訓與考驗；以及年度模擬機複訓時應包含尾旋翼效能喪失（LTE）訓練。

依據事故後之空勤總隊 AS365 飛行員問卷普查結果（詳如 1.17.2.1 節）說明 AS365 飛行員均認同應定期接受模擬機訓練，認同模擬機訓練對於熟悉緊急狀況處置之重要性，並指出許多科目實機無法做到，例如：完全自轉到地、滯空尾旋翼故障、系統失效模擬等；以及由於實機訓練造成飛機損傷比例很大，教官訓練時會較保守，若有模擬機訓練可分擔訓練風險等，本事故之 AS365 型直昇機係有原廠認可之模擬機可供訓練。

上述資訊顯示，空勤總隊若僅以 AS365 直昇機進行不正常或緊急狀況處置訓練，可能難以達到與模擬機相同的訓練效果與安全水準，故應定期提供飛行員模擬機訓練，使得飛行員能夠熟悉不正常、緊急、與特殊飛航狀況之處置，包括能夠處理 LTE 或尾旋翼故障等狀況。

該機正駕駛員自民國 100 年 4 月轉換擔任 AS365 型機飛行員以來，僅於 101 年 10 月赴法國接受乙次 AS365 模擬機訓練；副駕駛員於民國 104 年 6 月進入空勤總隊，尚未接受過 AS365 模擬機訓練（詳如 1.5.1 節）。此外，事故前空勤總隊 26 名 AS365 飛行員中，有 15 位未曾接受 AS365 模擬機訓練，其餘亦僅接受過乙次（詳如 1.17.2.1 節）。顯示空勤總隊未能提供 AS365 飛行員定期之模擬機訓練。

²⁷ “Advantages of Simulators (FSTDs) in Helicopter Flight Training” training leaflet.

²⁸ AMC1 ORO.FC.230 “Recurrent training and checking” to Annex III to Commission Regulation(EU) No 965/2012 on air operations, February 2016.

我國並無有關公務航空器飛行員訓練要求相關法規供空勤總隊依循。空勤總隊於飛行人員訓練手冊第七章「模擬機訓練」中訂定相關內部規定（詳如 1.17.2.1 節），然而依據該章節，模擬機訓練並非空勤總隊飛行員必備之訓練，亦未訂定提供飛行員定期模擬機訓練相關規定。

空勤總隊航務相關主管於訪談時表示（詳如 1.17.2.1 節）民國 93 年整併後，即陸續安排 AS365 飛行員參加國外模擬機訓練，然而，受限於預算以及備勤需求，每年最多派遣一梯次約 2 至 3 名飛行員參訓；另外，事故前空勤總隊即開始擬定中長程計畫，目標係每位 AS365 飛行員每年皆能接受乙次模擬機訓練，此計畫仍在擬訂中，待完成計畫後，再盡力爭取預算。有 57.7% 之 AS365 飛行員未曾接受模擬機訓練，其餘亦僅接受過乙次，不利於飛行員熟悉不正常、緊急、與複雜飛航狀況之處置。

綜上所述，模擬機訓練可有效彌補實機訓練之不足並降低訓練風險，然由於空勤總隊未有飛行員定期接受模擬機訓練之規定，以及訓練經費限制等因素，造成事故前 AS365 飛行員存在模擬機訓練不足之情形。

2.3.5 尾旋翼相關學科訓練

直昇機遭遇尾旋翼故障（tail rotor failure）或 LTE 狀況時，兩者皆是藉由航機偏側運動予以識別，原廠手冊與 LTE 相關技術文件並無進一步指示飛行員如何辨識所發生狀況為尾旋翼故障或 LTE。

本事故雖因尾旋翼故障所造成，惟飛航組員要能正確辨識所發生狀況為尾旋翼故障或 LTE，即必需在相關訓練中納入，俾能熟悉尾旋翼相關故障癥兆進而採取相對應之正確處置。

以多件與 LTE 有關之事故為例，直昇機遭遇 LTE 狀況時，會發生非預期且快速的偏側，若未能及時處置，將導致直昇機失去控制。國內外亦發生多件相關事故，致使相關機關發出安全通告或警示。依據 1.17.2.3 節 LTE 相關訓練與資訊，

民航局、EASA、及 EHEST 等組織皆曾建議將 LTE 狀況警覺與處置納入飛行員相關訓練，例如：初始訓練、年度複訓等。

空勤總隊於民國 102 年及民國 103 年分別接獲民航局與美國內政部有關 LTE 之安全資訊後，雖曾安排乙次性之學科訓練或研習，但並未將 LTE 狀況警覺與處置納入正規之飛行員學科訓練。

空勤總隊若能參考 LTE 相關通告或警示之建議，將 LTE 狀況警覺與處置納入飛行員初訓與複訓，將有助於新進與原有飛行員持續瞭解如何避免進入 LTE 之狀況，以及一旦遭遇時如何辨識與改正；另空勤總隊應與原廠討論此議題，並發展適當之訓練課程。

2.3.6 操作手冊完整性

依據空勤總隊航務管理手冊第五十一條內容，律定各機型操作手冊內容應包括：正常（標準）、不正常、緊急操作程序，機型系統詳細說明，特種科目操作程序，飛航規定，各項檢查程序，操作範圍與限制，相關使用檢查表，以及因時、地之不同，訂定不同之程序。條文中亦明確指出，具飛航教師資格以上人員應依據飛機原製造之相關廠商所訂之航機操作手冊、程序、檢查表，配合需求，在不違背相關法規原則下，制訂該機型操作手冊及檢查手冊。

經檢視空勤總隊 AS365 N 各型機現行使用之手冊，係使用原廠英文版原文手冊，其中 AS365 N3 型機目前使用手冊之版期為 1997 年 10 月 6 日，經法國民用航空管理署（Directorate General for Civil Aviation, DGAC）及歐洲航空安全局（EASA）核定及認定之版本。其內容為一般介紹、正常及緊急操作程序，系統說明、操作限制及性能等，為例行操作手冊之內容。為考量空勤總隊現行任務需求與實際運作，如能依據原廠手冊為應用基礎，針對總隊任務特性，全面審視或編修制定空勤總隊專屬之 AS365 型機操作手冊，必能充分發揮該型機之性能，提升任務執行之效率及飛航安全。

本次事故任務進行前，正駕駛員、副駕駛員、機工長及特勤隊員係依據空勤總隊航務管理手冊任務作業程序，執行吊掛任務。依據訪談資料，吊掛方式分定點吊掛及行進間吊掛兩種，定點吊掛係早期由美國引進，執行要領為飛機先緩慢移動至目標物上空，保持定點穩定滯空後，執行救援人員始得出艙，下放開始進行吊掛作業。執行此程序優點為步驟單純，缺點是穩定滯空時間需求較長，增加與障礙物隔離之風險。行進間吊掛則由德國引進，當飛機接近目標區至特定距離時，飛機持續緩慢接近目標主體同時，執行救援人員即預先完成準備出艙，逐漸下降高度，並引導正駕駛員接近目標。其優點為作業時間較短，於逐漸接近目標物或周遭障礙物時，即已完成作業準備。缺點是當飛機因地形、障礙物等必須轉彎時；或遭遇機械問題、不穩定氣流等情況，飛機姿態或飛行路徑被迫改變時，將影響執行吊掛人員之安全。

空勤總隊日常任務及演訓，需使用吊掛時，均由任務正駕駛員依當時狀況，經與機組員討論後決定吊掛方式，在執行上並無明顯疏失，但總隊相關手冊並無吊掛方式之內容。

空勤總隊實際任務之執行，多具危險及挑戰性，任務人員必須考量臨場之天氣環境障礙物等狀況，採取最佳行動方案，甚至果斷決定終止任務。如能於相關手冊訂定完善執行任務之程序、操作技巧、要領及使用原則，含不同吊掛方式之操作程序，將有助於任務之執行及飛航安全。

2.4 公務航空器裝置飛航紀錄器議題

依據 1.11 節及 1.18.3 節相關事實資料，該型機未裝置座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器，致本會無法取得本事故發生期間之航機系統狀態及組員通話等資料，造成對航機系統、組員的處置、狀況研判、以及確認事故肇因之困難。

我國公務航空器雖並無裝置飛航紀錄器的規範，惟本會前已針對空勤總隊的

UH-1H 及 Beech 350 型機，提出兩項相關的飛安改善建議^{29,30}，AS365 型(N1/N2/N3 型)直昇機最大起飛重量逾 3,175 公斤，如按我國民航局「07-02A 航空器飛航作業管理規則」相關規定，應裝置飛航紀錄器。參考歐洲航空安全局(EASA)對於特殊任務需求之直昇機，亦有裝置飛航紀錄器的相關規定及建議。

本案調查期間，經本會評估 AS365 型機可安裝固態式飛航紀錄器(如：Honeywell 公司之 AR COMBI³¹)，或安裝簡式飛航紀錄器(如：Appareo 公司之 Vision 1000³²)。考量老舊航空器之航電線路無法改裝的問題，空勤總隊現有 Beech -200/350 型機，亦可安裝簡式飛航紀錄器。

考量空勤總隊執行任務的特殊性及危險性，飛航品質管理系統之建立可收集飛航資料以監控其飛行任務的狀況，評估相關任務的風險並改善公務航空器的飛航安全，及利於發生飛航事故時之事故調查，裝置飛航紀錄器或簡式飛航紀錄器乃屬必要的安全作為。

綜上所述，空勤總隊應積極的應用機載紀錄資料，甚至逐步發展飛航資料監控系統或飛航操作品質保證系統，以降低飛航風險。

2.5 生還因素分析

該節主要分析此事故中生還因素相關議題，包含：吊掛人員回收、炸斷吊掛鋼索機制、逃生設備規範及訓練、現場搜救指揮及聯繫、搜索裝備及救援方式等。

²⁹ 研擬於所屬飛機上加裝飛航紀錄器之可行性，以利飛航品質管理系統之建立及事故調查(ASC-ASR-11-02-022)。

³⁰ 評估安裝飛航資料紀錄器或改裝簡式飛航紀錄器之可行性(NA-302 調查報告草案尚待各方意見回復)。

³¹ Eurocopter S365 N3 Technical Data, page 34.

³² Airbus Helicopter 公司網頁。

2.5.1 吊掛人員回收

依據本報告附錄一，該機於 1317:44 時產生緩慢向左偏航並開始緩慢加速，當時機工長稱海巡特勤隊員吊掛於機外約 3 公尺處，約 8 秒後向左偏航角速率快速加速後達到最大，其後左偏航角速率下降後再次達到最大左偏航角（133 度/秒），高度也下降，海巡特勤隊員因該機旋轉離心力及高度下降而抬升該員高度及角度，致該員撞擊主旋翼，該員撞擊位置³³約為距主旋翼軸心約 4 公尺處，鋼索抬升角度約 114 度。

機工長敘述未等駕駛員回答是否重飛即回收人員，以該鋼索吊掛裝置的全速回收速率為（0.75 公尺/秒），2 公尺緩速保護限制（0.25 公尺/秒），正常操作角度為±20 度，若超過 90 度，會觸動微開關，回收作業會停止約 2 秒後再啟動，依前，當鋼索抬升約 114 度，大於 90 度，會觸動微開關，讓回收停止作業 2 秒，航機於加速旋轉過程中，吊掛裝置雖全速回收仍會回收不及，艙外執行吊掛任務之海巡特勤隊員因航機旋轉離心力及飛機高度下降變化，受巨大離心力而上拋，遭主旋翼撞擊後墜海。

2.5.2 炸斷吊掛鋼索機制

該機由 1317:44 至 1317:56 時共 12 秒間開始緩慢旋轉、快速旋轉至失控，人員吊掛在外，形成傷亡高風險條件，雖然機工長快速回收鋼索，仍未能及時完成人員安全入艙並撞擊主旋翼。

參考 1.15.3.2 節空勤總隊手冊、教範簡報及訪談紀錄發現：炸斷鋼索規範內容限縮於當發動機失效時，由機長決定及同意炸斷時機，但未明確律定由何人執行；訪談駕駛員多數認為，程序上是應由機工長執行；該次飛行前簡報機長要求

³³ 假設主旋翼面相對機身為水平；吊掛裝置上之鋼索收放點距該機中心軸水平距離及距主旋翼垂直距離各為 1.2 公尺；鋼索停止長度 1.84 公尺；人員腹部繫鋼索鉤環位置距腳底約 1.1 公尺；主旋翼半徑約 6 公尺。因此吊掛裝置上之鋼索收放點距人員腳底約 3 公尺為三角斜邊，三角底邊為吊掛裝置上之鋼索收放點距主旋翼垂直距離約 1.2 公尺，計算得出撞擊點可能約為距主旋翼約 4 公尺處，鋼索抬升 114 度。

由機工長發動、機長確認及副駕駛員執行。

空中勤務總隊現行炸斷鋼索之規範尚未納入不同緊急狀況之情境、原則、時機及權責人員，可能造成緊急狀況時，無人負責及時炸斷鋼索之狀況。

2.5.3 逃生設備規範及訓練

救生衣

該機落海前，副駕駛員曾啓動 4 具機腹緊急浮筒充氣，落海後該機機腹朝上漂浮，4 名機載乘員順利逃離機艙，於機旁漂浮或爬上機腹待援。事故時正副駕駛員均穿著簡易式救生衣，機工長即穿著標準型救生衣，留置機上之海巡特勤 B 員並未穿著任何救生衣。依生還乘員訪談，多有失溫及溺水狀況，另依罹難正駕駛員死因之一為溺水，救起罹難正駕駛員之搜救人員稱正駕駛員救生衣呈現半充氣狀態。

救生衣為空勤總隊直昇機海上任務機種乘員之必要基本裝備，正副駕駛員簡易式救生衣係新購 6 個月，未達需檢驗時效，重量輕，求生裝備較少，該機隊多數駕駛員因為輕便，較不妨礙操作動作，偏好使用簡易型救生衣，惟並不符合空勤航務管理手冊頁次 15-9-1 要求任務必須攜帶裝備為求生背心 1 件及頸部浮囊 1 具，及空勤訓練教範簡報檔「緊急求生裝備介紹」所述空勤組員救生衣為 LSC 型號 745-1T 整合型救生背心（意即標準型救生衣），且頸部浮囊必須與背心母體（如 LSC745 系列型號之飛行機組員專業用背心）組合使用之要求。

本會認為：救生衣為空勤總隊直昇機海上任務機種所有共勤乘員之必要裝備，應於程序中律定為基本裝備並應標準化，落實共勤前檢查，確保緊急狀況時賴以求生。

救生艇

該機種因專門執行海上任務，因此於客艙中均配有一額定承載 6 人，最高 9

人，具頂遮防風、可避浪及求生設備之救生艇，依空勤總隊航務管理手冊頁次 15-14-2 敘述：飛機迫降在水面時，由機工長開啓救生艇，並引導人員出艙，出機艙後始可啓動救生背心，依序登上救生艇。上述規定是直昇機迫降水面的狀況下，使用逃生艇之程序，事故後打撈殘骸，該救生艇仍放在客艙中未被使用或漂走，連同主殘骸一併運回。

該機 4 名乘員落海後，海巡特勤 B 員約於 26 分鐘後獲救，機工長約於 40 分鐘後獲救，副駕駛員約於 54 分鐘後獲救，罹難正駕駛員約於 58 分鐘後打撈上機，由於救援時間長，受難人員於海上忍受海風及海浪侵襲因此多造成失溫及溺水情形。雖該機落海後機腹朝上漂浮，救生艇平放在客艙地板，依該救生艇功能及求生設備能量，若能取出使用，應可有效防風、防浪，避免失溫及溺水，且可以將人員聚集艇上，不會單獨隨海流漂離，有利搜救。依該機乘員緊急應變狀況、訓練問卷及訪談紀錄，空勤總隊 3 年一次的海上逃生訓練內容，未能讓空勤總隊直昇機共勤人員熟習使用逃生艇及其求生設備的功能，俾於遭遇緊急狀況時，有效利用有限資源，爭取提高乘員之生還機率。

2.5.4 現場搜救指揮及聯繫

搜救指揮

於 1317:59 時該機墜海，原在附近戒護觀測之海巡 PP18 艇於 1332 時首先抵達救援現場，該艇拋擲 1 救生圈先救起海巡特勤 B 員後，1350 時再拋出 2 救生圈，由機工長及正駕駛員取得，2 人同時由機腹下海後，機工長於 1357 時獲救，惟正駕駛員在救援過程³⁴中脫離救生圈漂離，海巡 PP18 艇稱機工長獲救時，空勤總隊 A 機抵達，過程空勤直昇機及海巡 PP18 艇嘗試相互以無線電構聯均未果，海巡 PP18 艇人員因此在艇首以手勢指揮示知事故機及駕駛員漂流方位，惟空勤總隊 A 機駕駛員並未見到海巡 PP18 艇手勢指示，之後海巡 PP18 艇因風浪大無法接近正

³⁴ 請參考本報告 1.15.2.3 救援行動：救援正駕駛員及機工長。

駕駛員及機工長不適，通知尚未抵達的支援艇要先後送傷患回港，而離開現場。

救援時空勤 A 機並未配搜救人員，空勤總隊於調查時提供之文件稱：該機係主導空中觀測及指揮救援之任務，惟海巡 PP18 艇因無法無線電通聯，認為該機系搜救機，以手勢示知該機前往救援駕駛員，顯示雙方對於何單位（人）為現場指揮官認知不同。

依「海岸巡防機關執行海上救難作業程序」第三節應變作業程序：十三、現場指揮官之律定、協調及任務：(一) 經指派或首先抵達事故現場之艦、艇長擔任現場指揮官，其他救援單位抵達現場須向該艦艇報到及接受其指揮，並視救援狀況適時移轉指揮權。

另參考國軍搜救作業規定第二章第二節項次三：

1. 現場指揮官之律定：

(1) 第一時間到達目標區的搜救任務機長、艦長為第一現場指揮官。

(2) 搜救機、艦均抵達現場後，由搜救艦長優先擔任指揮官。

搜救任務由多單位聯合作業，為避免各行其事或產生誤解，落實現場指揮官指派原則實屬必要，以強化現場搜救指揮管理，提高搜救效率。

通訊聯絡

依「行政院國家搜救指揮中心作業手冊」_第四章各類搜救支援調度程序_研擬搜救支援調度計畫_五、下達命令：初步確定失事情況後，立即研擬初步搜救計畫陳報主任（或代理人），並視實際情況下令消防、警察、海巡、空勤總隊或國軍相關人力、機（艦）先行至目標區搜救；命令內容包括：...

(五) 聯絡人員電話或通信頻率。

(六) 報到單位 (現場指揮官)。...

依「海岸巡防機關執行海上救難作業程序」第三節應變作業程序：十六、通報及協調：(三) 近海救難單位通聯機制：1. 救難勤務範圍在航空器六百公尺高度，且距岸約八公里內，本署空勤人員與海面艦艇及岸際人員優先以現用觀通手持無線電直通頻道進行通聯，合作搜救。...3. 空勤人員應攜帶二部以上手持無線電機，除使用直通模式外，可經由中繼式系統 (C 網) 或 VHF 與搜救艦艇及勤務指揮 (統合) 中心通聯。

此事故救援過程中，國搜中心予國防部派遣單上指定通聯頻道為 CH16 (156.8MHZ)，空勤 A 機因自行前往，以頻率 156.375MHZ 聯繫海巡 PP18 艇，海巡 PP18 艇以 CH16 聯繫³⁵空勤 A 機，雙方相互構聯未果，空勤 A 機、U 機及國軍 S 機以 119.5MHZ 航管頻率成功構聯，當正駕駛員脫離救生圈後，海巡 PP18 艇人員無法目視該員時³⁶，如能透過直升機目視搜索，或可縮短搜救時間。調查發現：該事故海空搜救機艦聯合作業時，未使用相同通訊頻率，直接構聯未果時，亦未各自通知所屬勤務指揮中心實施間接聯繫，影響現場搜救指揮及協同合作效能。

2.5.5 搜索裝備及救援方式

依「海岸巡防機關執行海上救難作業程序」第三節應變作業程序：十九、海上遇險人員救助作業：3. 遇難人員在水中時，搜救艦艇應從其上風處接近，於臨近時停俚；如風浪較大時，應操縱艦艇使風由側後方吹來，至遇難人員於船艙下風處施救。由艇邊救起遇難人員之方法如下：

(1) 船邊裝設吊網或繩梯，遇難人員攀登網繩至救難船上。

³⁵ 請參考本報告 1.15.2.3 救援行動：海空救援單位指揮通訊聯繫。

³⁶ 受限於海巡署未能提供完整搜救影帶紀錄資料，本會無法確認當時狀況。

(2)發射拋纜槍將吊索傳送遇難人員，繫於身上，救回甲板。

(3)將救生帶、吊床、救生圈拋入水中，吊起遇難人員。

(4)搜救艦艇由遇難人員上風處通過時，於艏端放一浮標纜，末端固定艏纜柱上，放出至適當長度，繩中段繫一浮標，浮纜上每間隔六十公分至九十公分繫一長環狀索，以利落水人員抓住環索固定於身上後拉回。

(5)搜救艦艇於浮纜一端，附一組浮標，船繞遇難人員航行，繞圈後，俟遇難人員以浮標及浮纜圍住身體後拉回舷邊施救。

(6)搜救人員下海救助遇難人員，救助者必須穿著救生衣，攜載救生吊索或吊帶固定遇難者身上，再由船上拉回施救。

(7)利用特殊救生設備，如艾索欄救生網、艾臥救生籃等。

1350 時海巡 PP18 艇投出救生圈，機工長 1357 時獲救，惟過程中機工長因失溫已沒體力，無力攀爬救生網，之後仰賴 PP18 艇人員齊力拉救生圈牽引繩才將機工長拉上巡防艇。調查發現：船側攀爬網適合仍有體力之待救者，對已幾近失能的待救者較難提供主動救援功能。

本次調查亦發現，空中勤務總隊救援機多數（77%）未能具備搜尋事故航機緊急定位發報器所發射訊號之裝置，不符合國際民航組織第 12 號附約第 2.6.4 節規定，影響搜尋及精確定位事故航機能力。

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，包括不安全作為、不安全狀況，或與造成本次事故發生息息相關之安全缺失等。

與風險有關之調查發現

此類調查發現係涉及影響飛航安全之潛在風險因素，包括可能間接導致本次事故發生之不安全作為、不安全條件，以及關乎組織與系統性風險之安全缺失，該等因素本身非事故之肇因，但提升了事故發生機率。此外，此類調查發現亦包括與本次事故發生雖無直接關聯，但基於確保未來飛航安全之故，所應指出之安全缺失。

其他調查發現

此類調查發現係屬具有促進飛航安全、解決爭議或澄清待決疑慮之作用者。其中部分調查發現係屬大眾所關切，且常見於國際民航組織（ICAO）事故調查報告之標準格式中，以作為資料分享、安全警示、教育及改善飛航安全目的之用。

3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 證據顯示空中巴士直昇機公司維修人員依 Alert Service Bulletin AS365-05.00.61R4 之 3.B.4 執行軸承檢查，間隙值皆在標準值內，未能偵測到尾旋翼齒輪箱控制軸承磨損，另維修人員依 3.B.6 執行手動敏感性量測時，端視維修人員的判斷而定，易受主觀因素影響，如有異常較不易發現。（1.6.2.3、

1.16.1.3、2.2.2、2.2.3)

2. 軸承因持續磨損，螺帽側內環擋肩被刮除，造成螺帽內環及外環完全脫離，駕駛員因尾旋翼控制軸承變矩功能失效無法控制航機方向，該機於低空、大馬力狀態下，主旋翼撞擊損壞，飛航組員已無法依手冊執行相關緊急程序之操作而完全失去控制墜海。(1.16.1、1.16.1.4、1.16.1.5、2.3.3)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 空中巴士直昇機公司維修人員已依 Alert Service Bulletin AS365-05.00.61R4 之 3.B.4 及 3.B.6 執行量測，未能偵測到尾旋翼齒輪箱控制軸承磨損，顯示 Alert Service Bulletin AS365-05.00.61R4 有效性不足。(1.6.2.2、2.2.3)
2. 空中巴士直昇機公司於事故機磁性堵頭定檢維修作業有 1 次超過 50 落地次數定檢期限，顯示空中巴士直升機公司未能確實依委商之機隊管理執行定檢控管。(1.6.2.3、2.2.4)
3. 空中勤務總隊於事故機飛機資料及勤務紀錄表之使用次數欄，有 3 次超過 50 落地次數定檢期限，顯示空中勤務總隊空勤組員未能依手冊落實執行查察下次檢查到期欄內之飛機時間及落地次數，並比對飛機時間欄及落地次數欄，據以控制任務飛行時間及落地次數。(1.6.2.3、2.2.4)
4. 事故機 2 具發動機軸承滑油進油管及通氣管接頭均無滑動標記，顯示空中巴士直升機公司維修員未能確實執行飛行前後之發動機艙檢查，不符維修品質標準，維修人員之專業及維修紀律待加強；另空中勤務總隊空勤組員亦未能確實執行飛行前後之發動機艙檢查，且持續追蹤與執行前期之相關飛安改善建議。(1.6.2.5、1.17.3、2.2.6、2.2.7)
5. 空中勤務總隊無飛航組員模擬機定期訓練之規定，以及受訓練經費限制等因素，事故前 AS365 飛行員模擬機訓練不足。(1.17.2、1.18.1.1、1.18.1.2、2.3.4、2.3.5)

6. 空中勤務總隊相關手冊內容無放棄任務之溝通方式及任務分配之標準程序，影響緊急情況之處置及飛航安全；另現行炸斷鋼索之規範尚未納入不同緊急狀況之情境、原則、時機及權責人員。(1.15.3.2、1.17.4.1、2.3.6、2.5.2)
7. 事故機之駕駛員穿著非空中勤務總隊程序規定之標準救生衣，留置機上搜救人員未穿著救生衣。(1.15.3.5、2.5.3、2.5.5)
8. 空中巴士直升機公司曾陸續發布多份有關之尾旋翼故障相關之警告技術通報，惟空中勤務總隊相關之討論會議並無航務相關人員參與，亦無書面會辦航務組之紀錄。(1.18.1.4、2.2.6)

3.3 其它發現

1. 事故機空勤組員飛航資格符合現行空勤總隊航務管理之規定，事故前 72 小時之休息及活動正常，無證據顯示飛航組員於飛航中曾受任何藥物及酒精影響，航機之載重平衡在限制範圍內。(1.5.1、1.5.2、1.6.4、2.3)
2. 東北風流經貨櫃輪產生的亂流可能未影響到事故機周圍流場，風及航機之負載狀況應在航機安全操作範圍內。(1.7、2.3.1、附錄四)
3. 因事故機旋轉之離心力及高度下降，造成鋼索角度增加，加上鋼索及人員回收不及，海巡特勤隊員因此撞擊主旋翼。(1.1、1.15.3.1、2.5.1)
4. 以目前所獲事證，未能研判航機於開始產生偏轉前正駕駛員曾呼叫放棄任務之原因。(1.1、1.18.1、2.3.3)
5. 空中勤務總隊相關手冊無不同吊掛方式之操作程序，不利任務之執行；於遭遇緊急狀況時，海上逃生訓練課程未能讓直昇機共勤人員熟習使用逃生艇及其求生設備的功能。(1.15.2.3、1.15.3.6、1.17.4.1、2.5.3、2.5.5)
6. 空中勤務總隊具備技術文件之管理程序，但對負責適航指令相關工作人員之訓練無標準規範。(1.18.1.4、2.2.7)

7. 殘骸檢視及參考頻譜解讀資訊，顯示該發動機於事故時正常運轉，該機主旋翼特徵頻率穩定且動力輸出正常。墜海前 6 秒尾旋翼特徵頻率下降。(2.2.1、2.3.3)
8. 搜救機艦並未落實現場指揮官指派原則；未使用相同通訊頻率；直接通聯未果時，亦未各自通知所屬勤務指揮中心實施間接聯繫，影響現場搜救指揮及協同合作效能。(1.15.3.7、2.5.4)
9. 海岸巡防署搜救艦艇之船側攀爬網適合仍有體力之待救者，對已幾近失能的待救者較難適用。(1.15.2.3、2.5.5)
10. 目前我國並無法規要求公務航空器必須裝置任一紀錄器。AS365 型機未裝置座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器，致無法獲得事故之航機系統狀態及組員通話等資料。經向航空器製造商查證，AS365 N1/N2/N3 型機可以安裝固態式飛航紀錄器。(1.11、2.4)

第四章 飛安改善建議

4.1 改善建議

致內政部空中勤務總隊

1. 加強維修專業及維修紀律，確保飛行前後之發動機艙檢查符合維修品質標準，並建立對發現之安全缺失改正之追蹤機制。(ASC-ASR-17-04-001)
2. 檢視飛航組員手冊中控制任務飛行時間及落地次數相關指令，並配合空中巴士直昇機東南亞有限公司修護管制人員，以保守及提前管制方式執行定檢期限控管，以加強定檢期限控管。(ASC-ASR-17-04-002)
3. 依據原廠空中巴士直昇機公司所訂之航機操作手冊、程序、檢查表，配合需求，在不違背相關法規原則下，針對空中勤務總隊任務特性，審視或編修制定空中勤務總隊專屬之 AS365 型機操作手冊，並考量將模擬機訓練納入年度訓練之必要課目。(ASC-ASR-17-04-003)
4. 於相關手冊中，訂定放棄任務之溝通方式及任務分配之標準程序、執行任務之程序、操作技巧、要領及使用原則，及不同吊掛方式之操作程序。(ASC-ASR-17-04-004)
5. 強化程序中有關炸斷鋼索之情境、原則、時機及權責人員之內容，並落實於訓練，俾利人員於緊急狀況時有所依循應變。(ASC-ASR-17-04-005)
6. 檢視人員於執行海上救援任務時穿著救生衣之相關規定並予標準化及落實勤前檢查，以確保緊急狀況時得藉以求生。(ASC-ASR-17-04-006)
7. 強化海上逃生訓練，使直昇機共勤人員熟習使用逃生艇及其求生設備的功能，俾利人員於遭遇緊急狀況時，有效利用有限資源，爭取提高乘員之生還機率。(ASC-ASR-17-04-007)
8. 重新檢視及落實搜救聯合作業現場指揮官指派及共同通訊頻率程序，改善現場搜救指揮及協同合作效能。(ASC-ASR-17-04-008)

9. 整體評估各機隊裝置飛航紀錄器或簡式飛航紀錄器的必要性；重新檢視公務航空器的飛行風險評估及監控的方法，積極地應用機載紀錄資料。
(ASC-ASR-17-04-009)

10. 檢視所有搜救機是否均具備追尋緊急定位發報器發射訊號之儀器，俾利於快速搜尋及精確定位事故航機，使符合國際民航組織第 12 號附約要求。
(ASC-ASR-17-04-010)

致行政院海岸巡防署

1. 檢視人員於執行海上救援任務時穿著救生衣之相關規定並落實勤前檢查，以確保緊急狀況時得藉以求生。(ASC-ASR-17-04-011)
2. 重新檢視及落實搜救聯合作業現場指揮官指派及共同通訊頻率程序，改善現場搜救指揮及協同合作效能。(ASC-ASR-17-04-012)
3. 強化救援設備，針對海中幾近失能的待救者，提供較有效之救援功能。
(ASC-ASR-17-04-013)

致空中巴士直昇機東南亞有限公司

1. 加強人員專業及維修紀律，使定檢期限控管、飛行前後之發動機艙檢查等，符合空中勤務總隊委商維修之施行之標準。(ASC-ASR-17-04-014)

4.2 已完成或進行中之改善措施

法國空中巴士直昇機公司

製造廠法國空中巴士直昇機公司於本事故後，於 2016 年 5 月 4 日發布之 Alert Service Bulletin AS365-01.00.67 R1，要求操作人如未執行最後改裝者，須於 350 飛時屆期更換新型尾旋翼齒輪箱變矩軸承。對於尚未執行變矩軸承換新者，每 55 飛時屆期前以拆下並用手推拉控制軸/桿方式取代尺碼測量，以更嚴謹之方式執行雙軸承間隙檢查。

附錄一 影像量測高度及參數對照

因 GPS 紀錄高度受地面效應影響之誤差，調查人員使用影像畫面量測航機離海平面之高度用以比較 GPS 紀錄之高度參數，其方法如下：

1. 透過原廠數據得知 AS365 N3 型直昇機主旋翼盤頂部至機腹之高度為 10.16 呎，作為影像參考長度。
2. 利用影片 B 之畫面，取包含德翔台北貨輪及航機落海位置之完整影像為底圖，以航機落海位置為海平面之位置，並於影像中標記其垂直參考位置。
3. 將 NA-107 最後進場階段之影像逐秒取出，依據背景特徵與底圖拼接後如圖 2-1，自合成後之影像可以量出航機影像參考長度（主旋翼盤頂部至機腹長度），與實際航機尺寸相除後可得到比例參數，依此作為影像量測之比例尺。
4. 量測航機至海平面參考線之影像距離，乘以步驟 3 之比例參數後即可得到航機離海平面之影像量測高度。
5. 依該船當時裝載資料及事故當日潮汐資料，可求得船尾貨櫃高度離海平面約 20 公尺。

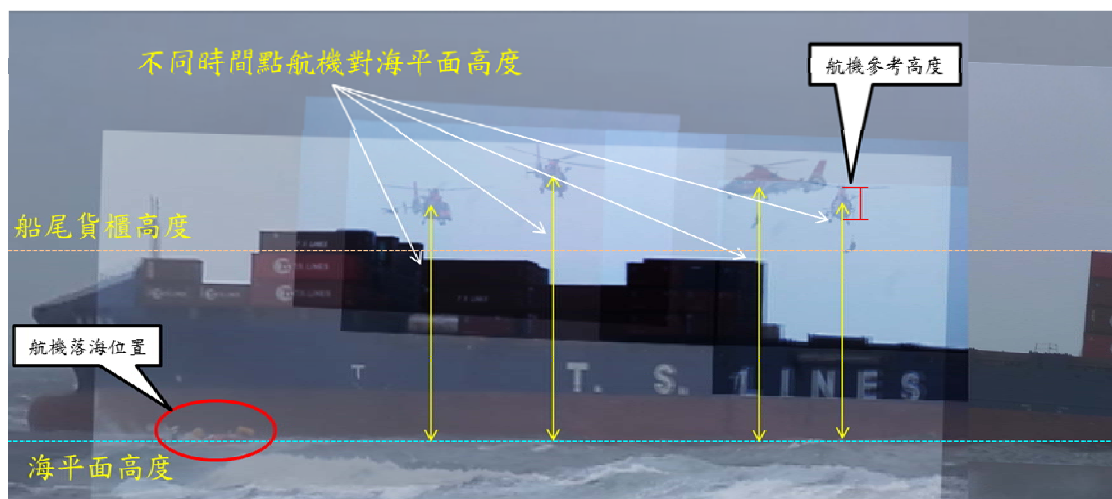


圖 1-1 NA-107 影像量測高度示意圖

相關參數列表詳表 1-1，其中包含航向（Heading）及偏航角速度（Yaw-Rate）

。影像辨識後之修正高度與 GPS 接收機原始紀錄之氣壓高度比較如圖 2-2 所示。

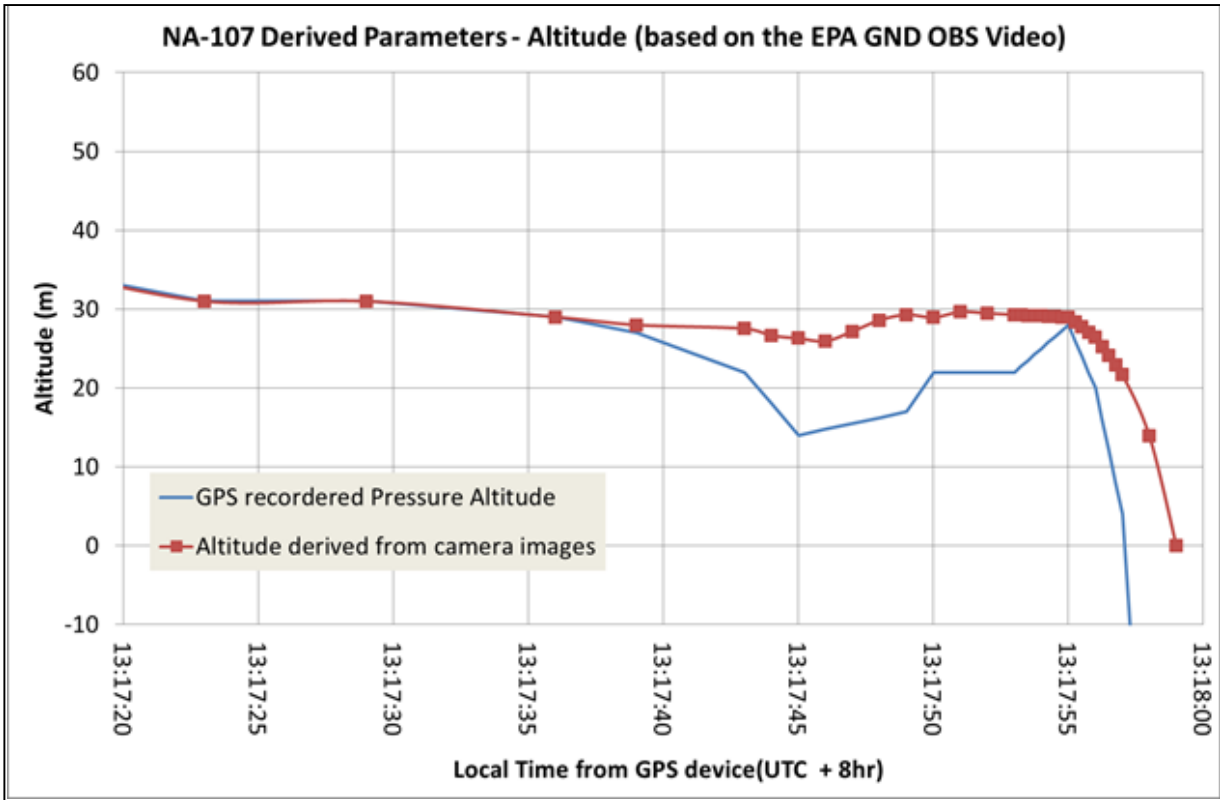


圖 1-2 GPS 記錄高度及影像推測高度比較圖

表 1-1 NA-107 GPS 紀錄及影像推測之參數列表

Ref.time	Local Time	Latitude	Longitude	GPS Pressure Altitude	Ground Speed	GPS Track Angle	Alt. Corrected (based on EPA gnd video)	True Heading	Yaw Rate	Remark 1	Remark 2
(sec)	(hh:mm:ss)	(deg)	(deg)	(ft)	(kt)	(deg)	(ft)	(deg)	(deg/sec)		
-108.25	13:16:01.00	25.300390	121.575900	161	2.70	349				GPS original data	Hovering for final approach
-104.25	13:16:05.00	25.300410	121.575850	157	2.70	294				GPS original data	
-88.25	13:16:21.00	25.300560	121.575720	144	2.70	322				GPS original data	
-87.25	13:16:22.00	25.300570	121.575710	144	1.08	343				GPS original data	
-84.25	13:16:25.00	25.300590	121.575710	141	1.62	353				GPS original data	
-68.25	13:16:41.00	25.300780	121.575640	138	2.70	341				GPS original data	
-61.25	13:16:48.00	25.300770	121.575610	131	1.08	247				GPS original data	
-59.25	13:16:50.00	25.300780	121.575590	138	2.16	297				GPS original data	
-56.25	13:16:53.00	25.300790	121.575570	144	1.62	314				GPS original data	
-53.25	13:16:56.00	25.300800	121.575580	135	0.76	41				GPS original data	
-52.25	13:16:57.00	25.300800	121.575580	135	0.43	78				GPS original data	
-47.25	13:17:02.00	25.300820	121.575600	128	1.08	44				GPS original data	
-46.25	13:17:03.00	25.300830	121.575600	131	2.16	4				GPS original data	
-40.25	13:17:09.00	25.300930	121.575610	128	3.78	7				GPS original data	Starting approach
-33.25	13:17:16.00	25.301060	121.575730	118	5.40	39				GPS original data	
-32.25	13:17:17.00	25.301080	121.575760	115	7.56	48		40	0.00	GPS original data	
-26.25	13:17:23.00	25.301250	121.575950	102	8.64	46		36	-0.67	GPS original data	
-20.25	13:17:29.00	25.301420	121.576160	102	9.18	46		35	-0.17	GPS original data	
-13.25	13:17:36.00	25.301660	121.576380	95	9.72	40		26	-1.29	GPS original data	
-10.25	13:17:39.00	25.301770	121.576440	89	9.18	29		92	-2.00	GPS original data	
-6.25	13:17:43.00	25.301900	121.576500	72	7.02	22		90	-0.75	GPS original data	Yawing start (Ref. to GPS)
-5.25	13:17:44.00	25.301920	121.576495	59	5.67	187		87	-1.00	data Interpolation	Yawing start (Ref. to image)
-4.25	13:17:45.00	25.301940	121.576490	46	4.32	352		86	-16.00	GPS original data	
-3.25	13:17:46.00	25.301933	121.576458	48	4.86	329		85	338	-22.50	data Interpolation
-2.25	13:17:47.00	25.301925	121.576425	51	5.40	306		89	322	-15.50	data Interpolation
-1.25	13:17:48.00	25.301918	121.576393	53	5.94	282		94	314	-8.50	data Interpolation
-0.25	13:17:49.00	25.301910	121.576360	56	6.48	259		96	302	-11.50	GPS original data
0.75	13:17:50.00	25.301890	121.576310	72	11.34	243		95	282	-20.00	GPS original data
1.75	13:17:51.00	25.301867	121.576253	72	11.70	244		97	248	-33.67	data Interpolation
2.75	13:17:52.00	25.301843	121.576197	72	12.06	245		97	197	-51.67	data Interpolation
3.75	13:17:53.00	25.301820	121.576140	72	12.42	246	96.11	112.00	-84.67	GPS original data	
4.00	13:17:53.25	25.301815	121.576126	75	12.35	246	95.97	81.75	-121.00	data Interpolation	
4.25	13:17:53.50	25.301810	121.576113	77	12.28	246	95.82	57.50	-97.00	data Interpolation	
4.50	13:17:53.75	25.301805	121.576099	80	12.22	246	95.68	24.25	-133.00	data Interpolation	
4.75	13:17:54.00	25.301800	121.576085	82	12.15	247	95.53	355.00	-117.00	data Interpolation	
5.00	13:17:54.25	25.301795	121.576071	84	12.08	247	95.39	325.75	-117.00	data Interpolation	
5.25	13:17:54.50	25.301790	121.576058	87	12.01	247	95.25	299.50	-105.00	data Interpolation	
5.50	13:17:54.75	25.301785	121.576044	89	11.95	247	95.10	272.25	-109.00	data Interpolation	
5.75	13:17:55.00	25.301780	121.576030	92	11.88	247	94.96	252.00	-81.00	GPS original data	
6.00	13:17:55.25	25.301770	121.576018	85	12.01	243	92.93	231.75	-81.00	data Interpolation	
6.25	13:17:55.50	25.301760	121.576005	79	12.15	240	90.90	204.50	-109.00	data Interpolation	
6.50	13:17:55.75	25.301750	121.575993	72	12.28	236	88.87	179.25	-101.00	data Interpolation	
6.75	13:17:56.00	25.301740	121.575980	66	12.42	232	86.84	151.00	-113.00	GPS original data	
7.00	13:17:56.25	25.301730	121.575968	52	12.28	230	82.93	117.75	-133.00	data Interpolation	rotor hit
7.25	13:17:56.50	25.301720	121.575955	39	12.15	228	79.02	94.00	-95.00	data Interpolation	
7.50	13:17:56.75	25.301710	121.575943	26	12.01	226	75.11	62.25	-127.00	data Interpolation	
7.75	13:17:57.00	25.301700	121.575930	13	11.88	224	71.20	27.00	-141.00	GPS original data	
8.75	13:17:58.00	25.301650	121.575880	-154	14.58	222	45.71	245.00	-142.00	GPS original data	
9.75	13:17:59.00	25.301610	121.575840	-325	11.88	222	0.00	160.00	-138.00	data Interpolation	impact water
NOTE: 1. GPS Pressure Altitude (based on GPS receiver, zero is not the ground level of the crash site)											
NOTE: 2. ALT. Corrected (Height above H/C crashed sea level)											

本頁空白

附錄二 BEA 提供之 SKF 軸承公司檢測報告

Appendix 7: Results of the detailed examinations of the bearing control rod (SKF)

FUNCTIONNAL INVESTIGATION
Preliminary report
BTA AS 365


SKF Test & Qualification Valenciennes
 July 1st 2016
 Prepared by: R.VERMOERE / M.DESSENNE

Rapport d'expertise fonctionnelle / Functional investigation report N°EA[®] 1826
 Page 3

SKF AEROENGINE - TESTING & QUALIFICATION

SKF
 Aeroengine France

704 A 33 651 093 (S 3320/1)
S/N 6-134
Roulement de commande
BTA AS 365 N3 (Dauphin)



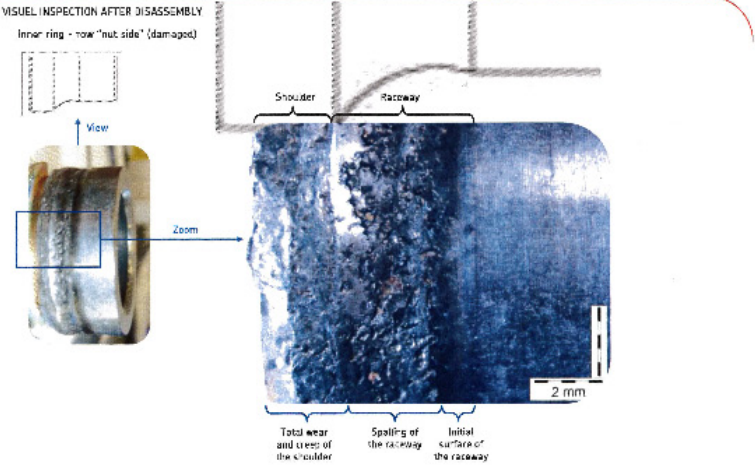
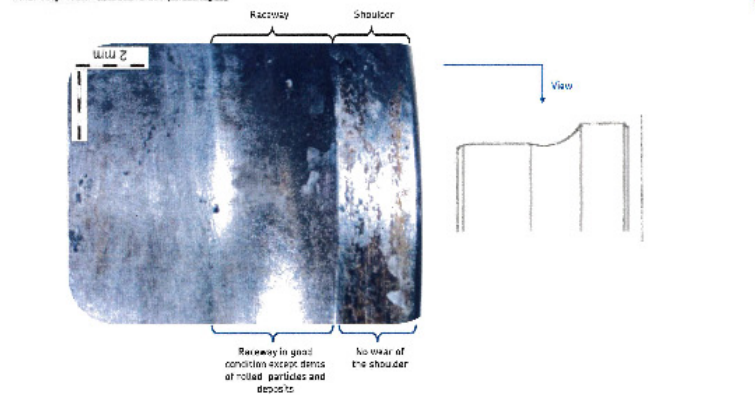
	Material	Coating
Outer Ring (OR)	80 CCV 40 DFV (AMS 6491)	
Inner Ring (IR)	80 CCV 40 DFV (AMS 6491)	
Rolling elements	80 CCV 40 DFV (AMS 6491)	
Cage	UA 20 M or N	Silver plating

Reason:
 Functional investigation of 704 A 33 651 093 (S 3320/1) S/N 6-134 bearing.

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.
 BEA2016-0127_tec02 Appendix A / NA107 - July 6 2016

86 / 97

<div data-bbox="335 459 1085 985"> <p>Report d'expertise fonctionnelle / Functional investigation report N°EAP 147/6 Page 4 BEARING 5 - SEAL STAT 5</p> <p style="text-align: center;">SKF AEROENGINE - TESTING & QUALIFICATION</p> <p style="text-align: right;">SKF Aeroengine France</p> <p>Bearing overview on the shaft Displacement of the shaft (several millimeters)</p> <p>Bearing overview Opposite side row "nut side" row "actuator side" All the balls are in place on the row "actuator side". A lot of deposit can be noted.</p> <p>Bearing overview row "actuator side" row "nut side" 8 balls are missing in the row "nut side". A lot of deposit can be noted.</p> <p>Inner ring damaged ("nut side") Local wear of the shoulder New nut Heavy damage of the inner ring.</p> </div> <div data-bbox="335 1008 1085 1545"> <p>Report d'expertise fonctionnelle / fonctionnelle - investigation report N°EAP 148/6 Page 5 SKF AEROENGINE - TESTING & QUALIFICATION</p> <p style="text-align: right;">SKF Aeroengine France</p> <p>VISUEL INSPECTION AFTER DISASSEMBLY Outer ring - row "nut side" (separated)</p> <p>row "nut side" row "actuator side" View View Local spalling located at the top of the raceway</p> <p>material upsetting burr Wear of the raceway with material upsetting burr at the top of the raceway regular over the entire circumference.</p> <p>Outer ring - row "actuator side" (separat)</p> <p>Satin Finish appearance with a lot of zones of rolled particles.</p> </div>	
<p>This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission. BEA2016-0127_sec02 Appendix A / NA107 - July 6 2016</p>	<p>86 / 97</p>

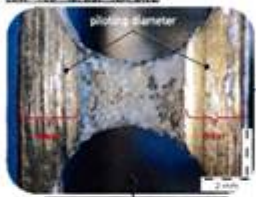
<p>Rapport d'expertise fonctionnelle / Functional investigation report: N°EAP 18/06 Page 6</p> <p style="text-align: center;">SKF AERDENGINE - TESTING & QUALIFICATION</p> <p style="text-align: right;">SKF Aeroengine France</p> <p>VISUEL INSPECTION AFTER DISASSEMBLY Inner ring - row "nut side" (damaged)</p>  <p>Rapport d'expertise fonctionnelle / Functional investigation report: N°EAP 18/06 Page 7</p> <p style="text-align: center;">SKF AERDENGINE - TESTING & QUALIFICATION</p> <p style="text-align: right;">SKF Aeroengine France</p> <p>VISUEL INSPECTION AFTER DISASSEMBLY Inner ring - row "actuator side" (undamaged)</p> 	
<p style="text-align: center;">This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission. BEA2016-0127_tec02 Appendix A / NA107 - July 6 2016</p>	<p style="text-align: right;">87 / 97</p>

Rapport d'expertise technique / Technical investigation report N°EAP-1076
Page 8

SKF AERODIAGNOSTIC - TESTING & QUALIFICATION

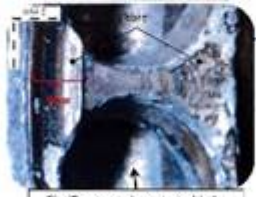
SKF
Aerospine France

VUE DE L'INSPECTION 4-16-4 (SAS/SE/SE)
Case: roue "hot side" (Hot wheel)




plating diameter

Wear of plating diameter




bore

Significant wear in contact with the inner ring material upsetting burr




View



Ball pocket

Significant wear of all the pockets.



Ball pocket

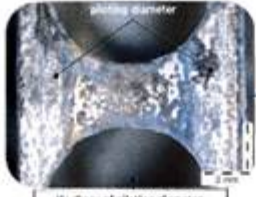
A lot of deposit can be noted on all surfaces.

Rapport d'expertise technique / Technical investigation report N°EAP-1076
Page 9

SKF AERODIAGNOSTIC - TESTING & QUALIFICATION

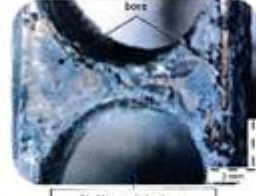
SKF
Aerospine France

VUE DE L'INSPECTION 4-16-4 (SAS/SE/SE)
Case: roue "cold side" (Cold wheel)




plating diameter

No wear of plating diameter.

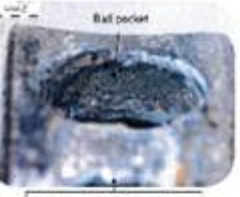


bore

No wear of the bore.

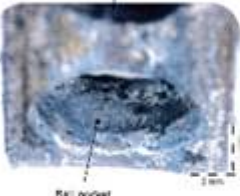


View



Ball pocket

No wear of all the pockets.



Ball pocket

A lot of deposit can be noted on all surfaces.

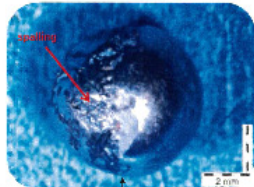
This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.
BEA2016-0127_sec02 Appendix A / NA107 - July 6 2016

88 / 97

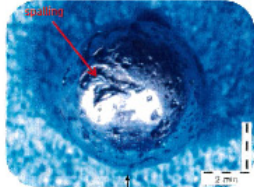
162

VISUEL INSPECTION AFTER DISASSEMBLY

Balls - row "nut side" (damaged)

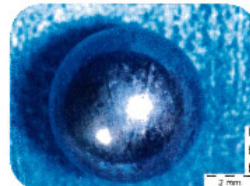


Some balls show partial spalling and smearing damages.



Some balls show total spalling.

Balls - row "actuator side" (undamaged)

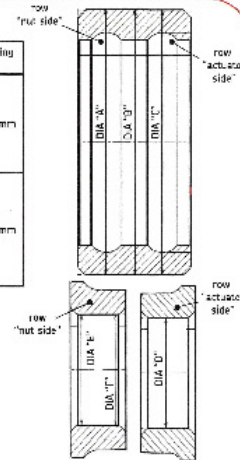


All the balls show surface polishing and scratches.

DIMENSIONAL MEASUREMENTS

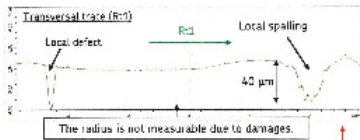
	Location	Measured values	Definition drawing values
Outer ring outer diameter	In front of the row "nut side" (damaged) - (DIA "A")	∅ 51,990 mm	∅ 52 0/-0,011 mm
	In the middle of the outer diameter - (DIA "B")	∅ 52,994 mm	
	In front of the row "actuator side" (undamaged) - (DIA "C")	∅ 51,990 mm	
Inner ring bore - row "actuator side" (undamaged)	In the middle - (DIA "D")	∅ 19,996 mm	∅ 20 0/-0,008 mm
	Side to external face - (DIA "E")	∅ 20,010 mm	
Inner ring bore - row "nut side" (damaged)	Side to external face - (DIA "E")	∅ 20,010 mm	∅ 20 0/-0,008 mm
	Side to internal face - (DIA "C")	∅ 20,000 mm	

* The OR and IR dimensional measurements are still in accordance with the drawing definition, excepted the IR bore of the damaged row, where it can be noted an increase of the diameter, side to shoulder.



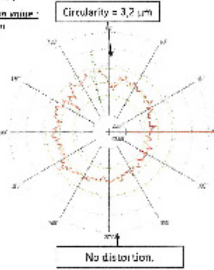
DIMENSIONAL MEASUREMENTS

Outer ring raceway - row "nut side" (damaged)

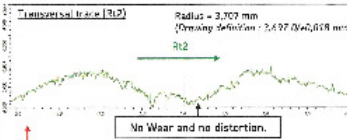


Circular trace (Rc1)

Drawing definition value:
Circularity = 4 µm

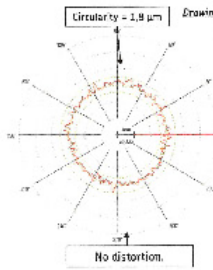


Outer ring raceway - row "actuator side" (undamaged)



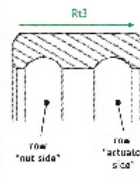
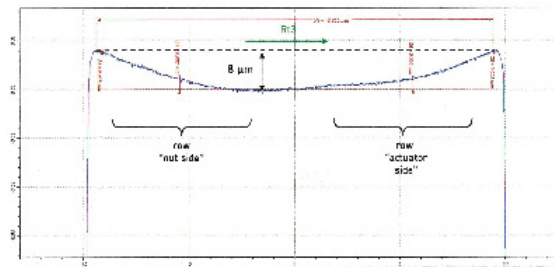
Circular trace (Rc2)

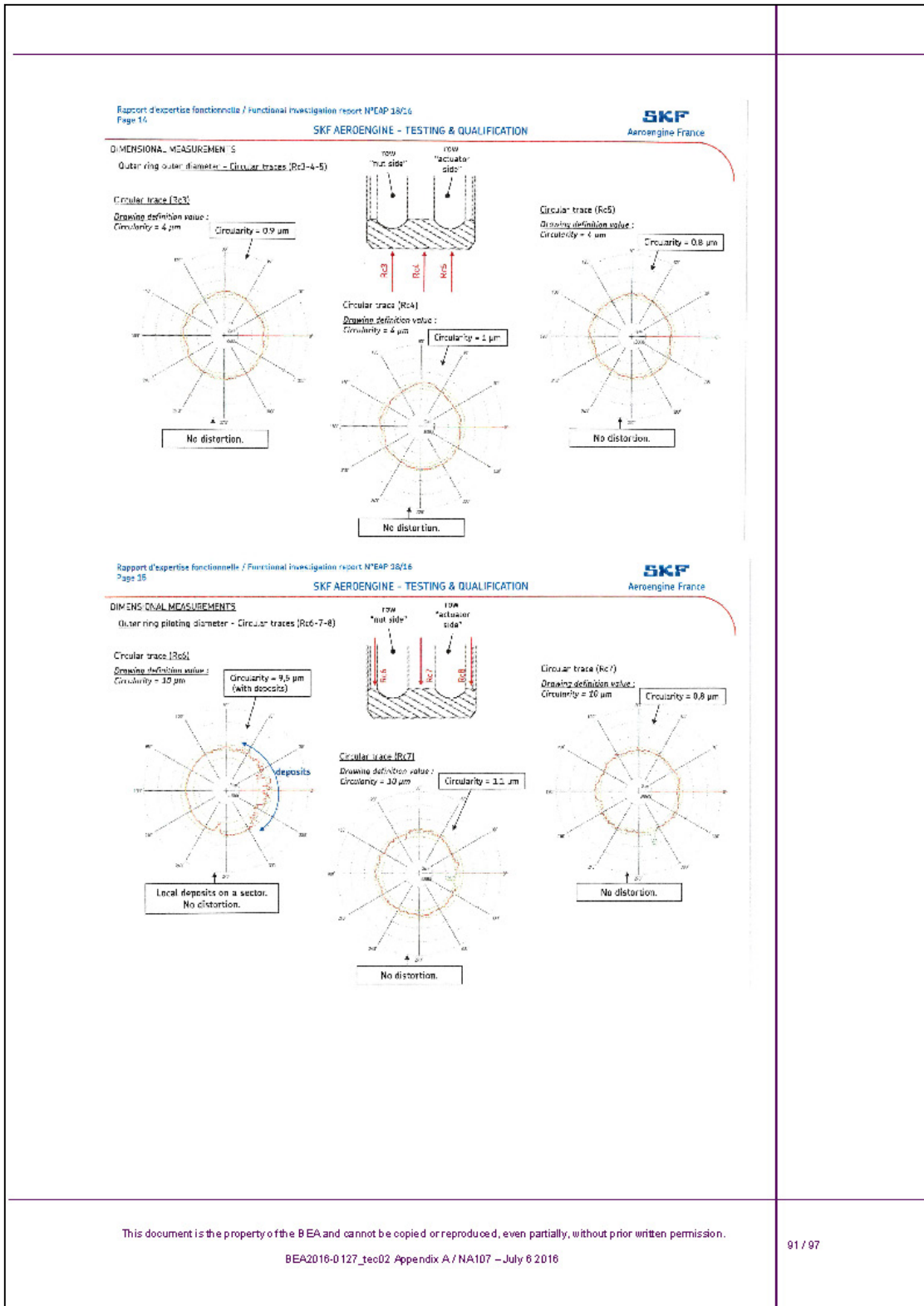
Drawing definition value:
Circularity = 4 µm



DIMENSIONAL MEASUREMENTS

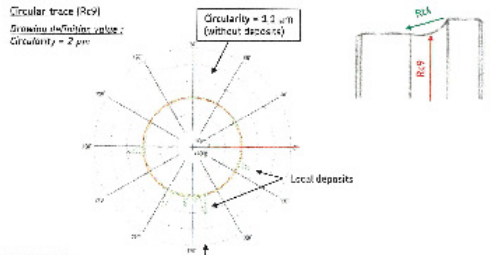
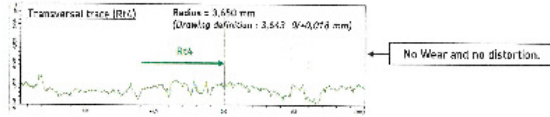
Outer ring outer diameter - Transversal trace (Rt3)





DIMENSIONAL MEASUREMENTS

Lower ring raceway - row "actuator side" (undamaged)

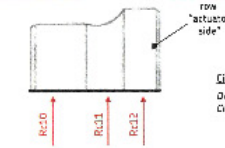
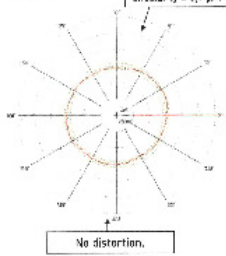


No distortion. The local deposits have not been taken into account for the measurement.

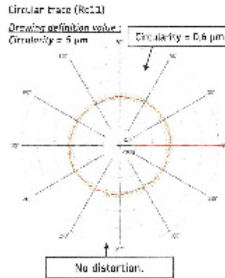
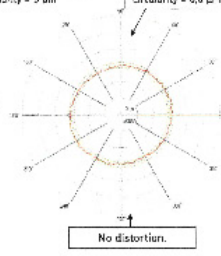
DIMENSIONAL MEASUREMENTS

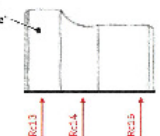
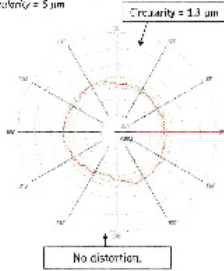
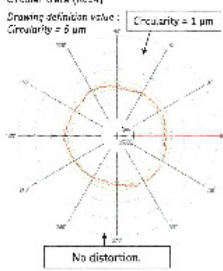
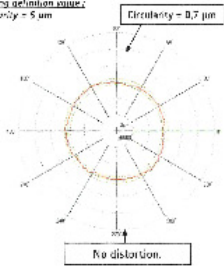
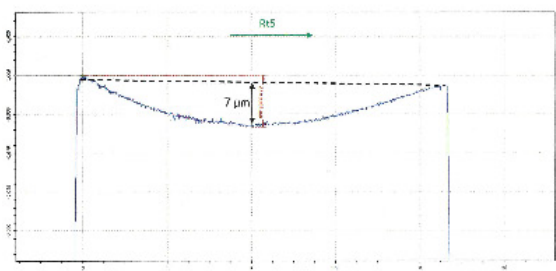
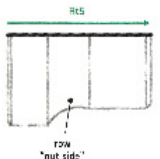
Inner ring bore - row "actuator side" (undamaged)

Circular trace (Rc10)
Drawing definition value :
Circularity = 5 µm



Circular trace (Rc12)
Drawing definition value :
Circularity = 5 µm



<p>Rapport d'expertise fonctionnelle / Functional investigation report N°CAP 18/16 Page 18</p> <p style="text-align: center;">SKF AEROENGINE - TESTING & QUALIFICATION</p> <p style="text-align: right;">SKF Aeroengine France</p> <p>DIMENSIONAL MEASUREMENTS Inner ring bore - row "nut side" (damaged)</p>  <p>Circular trace (Rc12) Drawing definition value: Circularity = 5 µm</p> <p>Circularity = 1.3 µm</p>  <p>No distortion.</p> <p>Circular trace (Rc14) Drawing definition value: Circularity = 5 µm</p> <p>Circularity = 1 µm</p>  <p>No distortion.</p> <p>Circular trace (Rc15) Drawing definition value: Circularity = 5 µm</p> <p>Circularity = 0.7 µm</p>  <p>No distortion.</p> <p>Rapport d'expertise fonctionnelle / Functional investigation report N°CAP 18/16 Page 19</p> <p style="text-align: center;">SKF AEROENGINE - TESTING & QUALIFICATION</p> <p style="text-align: right;">SKF Aeroengine France</p> <p>DIMENSIONAL MEASUREMENTS Inner ring bore - row "nut side" (damaged) - Transversal trace (Rt5)</p>  <p>7 µm</p>  <p>It can be noted a convex form of the bore (damaged row). This shape is abnormal compared to a new part.</p> <p>This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission. BEA2016-0127_tec02 Appendix A / NA107 - July 6 2016</p>	<p>93 / 97</p>
--	----------------

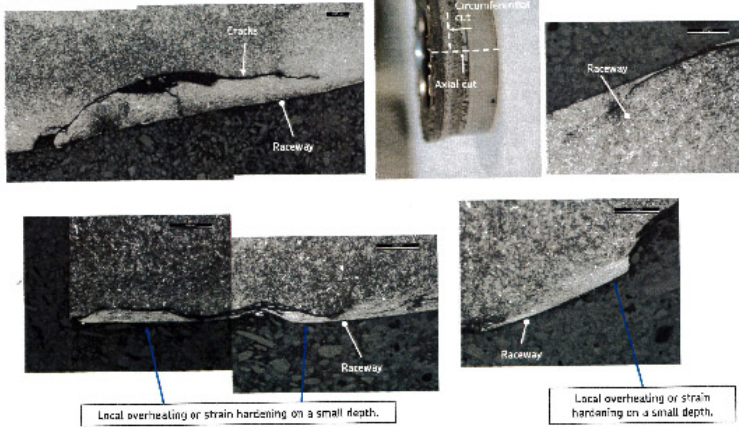
Rapport d'expertise fonctionnelle / Functional investigation report N°EAP 18/16
Page 20

SKF AEROENGINE - TESTING & QUALIFICATION

SKF
Aeroengine France

METALLURGICAL EXAMINATION

Inner ring - row "nut side" (damaged) - Circumferential cut



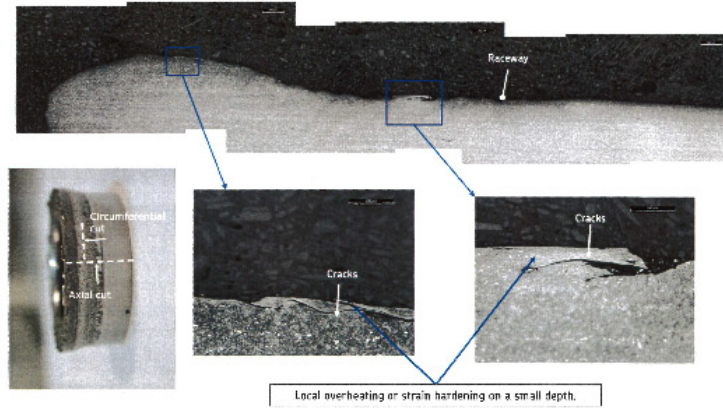
Rapport d'expertise fonctionnelle / Functional investigation report N°EAP 18/16
Page 21

SKF AEROENGINE - TESTING & QUALIFICATION

SKF
Aeroengine France

METALLURGICAL EXAMINATION



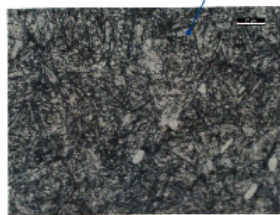

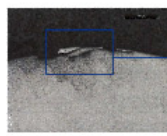
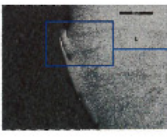
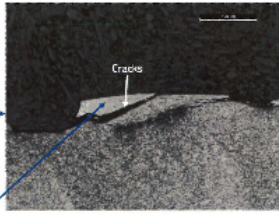
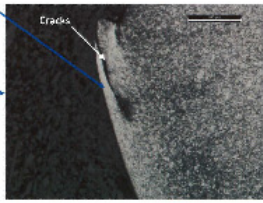

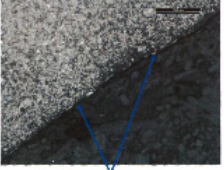
Inner ring - row "nut side" (damaged) - Axial cut



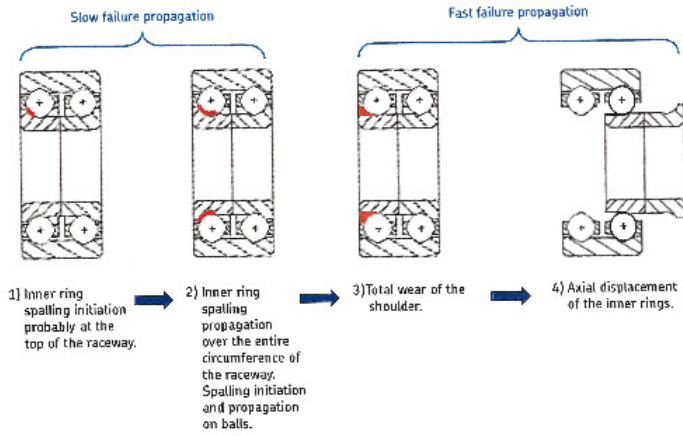
This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix A / NA107 - July 6 2016

94 / 97

<div style="text-align: right; font-size: small;"> Rapport d'expertise fonctionnelle / Functional investigation report N°EAP 18/16 Page 22 </div> <div style="text-align: center; font-weight: bold; font-size: small;"> SKF AEROENGINE - TESTING & QUALIFICATION </div> <div style="text-align: right; font-size: small;">  </div> <p>METALLURGICAL EXAMINATION</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="width: 45%;"> <p style="font-size: x-small;"><u>Outer ring - row "hot side" (damaged)</u> Examination at heart</p>  <p style="font-size: x-small; border: 1px solid black; padding: 2px;">Martensitic structure in accordance with the specifications of "800CV40" hardened steel.</p> </div> <div style="width: 45%;"> <p style="font-size: x-small;"><u>Inner ring (undamaged)</u> Examination at heart</p>  <p style="font-size: x-small; border: 1px solid black; padding: 2px;">Martensitic structure in accordance with the specifications of "800CV40" hardened steel.</p> </div> </div> <div style="text-align: right; font-size: small; margin-top: 10px;">  </div> <p>METALLURGICAL EXAMINATION</p> <div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <div style="width: 30%;"> <p style="font-size: x-small;">Balls with scuffing - row "hot side" (damaged)</p>  <p style="font-size: x-small; border: 1px solid black; padding: 2px;">Local overheating or strain hardening on a small depth.</p>  </div> <div style="width: 30%;"> <p style="font-size: x-small;">Cracks</p>  <p style="font-size: x-small;">Cracks</p>  </div> <div style="width: 30%;"> <p style="font-size: x-small;">Examination at heart</p>  <p style="font-size: x-small; border: 1px solid black; padding: 2px;">Martensitic structure in accordance with the specifications of "800CV40" hardened steel.</p>  <p style="font-size: x-small; border: 1px solid black; padding: 2px;">Local overheating or strain hardening on a small depth.</p> </div> </div> <div style="text-align: center; font-size: x-small; margin-top: 20px;"> This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission. BEA2018-0127_tec02 Appendix A / NA107 - July 6 2016 </div>	<p>95 / 97</p>
--	----------------

CONCLUSION : FAILURE SCENARIO



附錄三 BEA 提供之空中巴士直昇機公司檢測報告

Appendix 1: Detailed examination of the tail gearbox in laboratory

F072 028 G Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 1/24

 AIRBUS HELICOPTERS QUALITY MATERIALS & PROCESSES LABORATORY		SYNTHESIS REPORT				
		ETLL N° 2016-3151				
Affair number	2016-0577					
Affair designation	ACCIDENT OF THE NACS AS365N3 SN6556 – TAIWAN LOSS OF EFFICIENCY ON THE TAIL ROTOR COMMAND					
Requested by	M.NAU (ETMTA) / A.FRIGARA (ETMTA)					
Reference document	Not applicable.					
Attached note	Not applicable.					
Issue date	19/07/2016					
Affair followed by	S. DOMANGE ; T.CAPARROS					
Helicopter N°	AS365N3 S/N6556	Part number	365 A 33 6005 06			
Customer/user:	NACS	Part Designation	TAIL GEAR BOX (S/N M218)			
Operating hours:	3838 Hrs	Supplier	AH			
Addressee: M.MARTIN (EAI) ; M.SOULHIARD (EAI) ; M.NAU (ETMTA) ; A.FRIGARA (ETMTA) ; L.ZAMPONI (ETMTD) ; D.FAGES (ETMTD) ; F.KALKCREUTH (ETMT) ; T.MARQUET (ETJA) ; P.FUSTIER (ESELE).						
In case of litigation, the reference version or reference language is the French one.						
<table border="1" style="width: 100%; height: 50px;"> <tr> <td style="width: 33%;"></td> <td style="width: 33%;"></td> <td style="width: 33%;"></td> </tr> </table>						
<small>This report present 24 pages (This one included). This test report only concerns specimens submitted to test. The reproduction of this report is authorized only in its integral form.</small>						

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

6 / 30

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLL n° 2016-3151 page 2/24

SUMMARY

1. CONTEXT	3
2. CONCLUSION	3
3. LOCATION OF SPECIMENS SUBMITTED TO TEST ON THE HELICOPTER AND/OR ON PART	6
4. LABORATORY RESULTS	7
4.1 List of reports	7
4.2 Examinations	7
4.2.1 MAGNETIC PLUG	8
4.2.2 TAIL GEAR BOX BEVEL WHEEL	8
4.2.3 TAIL GEAR BOX BEVEL PINION	9
4.2.4 TAIL ROTOR CONTROL SHAFT	10
4.2.5 TAIL ROTOR CONTROL ROD	11
4.2.6 CONTROL ROD BEARING NUT	12
4.2.7 CONTROL ROD BEARING	15
4.2.7.1 EXAMINATION OF VARIOUS BEARING ELEMENTS SITUATED AT THE NUT SIDE	16
4.2.7.2 EXAMINATIONS OF VARIOUS BEARING ELEMENTS AT ACTUATOR SIDE	20
4.2.8 FRICTION BUSHES	23
4.3 Check of the material conformity and mechanical properties	23
4.4 Others tests performed	24

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

7 / 30

<p>F072 028 G Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 3/24</p> <p>1. CONTEXT</p> <p>Following the investigations concerning the accident of the NACS AS365 N3 S/N 6556 (Taiwan), recovered parts of the Tail Gear Box have been given to Airbus Helicopters Laboratory in order to find all evidences which could give information on the crash sequence. The laboratory examinations concern mainly the Tail Gear Box Rod/Shaft assembly parts and more particularly:</p> <ul style="list-style-type: none"> - The control rod bearing 704A336511093 (S/N 6-134 – L11B18U) - The control rod bearing nut SL40194M20CPRH - The friction bush (control shaft) 365A33622320 - The friction bush (bevel wheel) 365A33622220 <p>2. CONCLUSION</p> <ul style="list-style-type: none"> • <u>Concerning the tail gear box assembly:</u> Except for a heavy corrosion of the tail gear box assembly due to immersion in sea water and except for the following parts detailed below, no significant indication due to operating use has been observed: <ul style="list-style-type: none"> ➢ A mix of particles and five balls of the control rod bearing were recovered within the bore of the control shaft. ➢ A distortion of the flexible coupling blades of the bevel pinion was noticed due to an axial displacement. ➢ An abnormal displacement of several millimeters between the inner ring/control rod assembly and the outer ring was noticed. ➢ The control rod bearing and the nuts showed some indications which are detailed in the following paragraph. • <u>Concerning the examination and material conformity of the bearing elements (see test reports n°2016-40527 and 2016-40528):</u> <ul style="list-style-type: none"> ➢ The raceway and the shoulder of the half inner ring located at the nut side showed : <ul style="list-style-type: none"> - The shoulder has totally disappeared because of wear and creep. - The raceway shows a significant spalling on its entire circumference. ➢ The second half inner ring located at the actuator side shows only indentations on the raceway due to particles rolling. ➢ The outer ring shows some indentations and spalling on the raceway located at the nut side. The raceway located at the actuator side shows a superficial wear due to rolling contacts. ➢ 5 balls of the nut side raceway were missing. They have been found inside the bore of the control shaft. All balls of the nut side raceway show smearing, spalling and wear. ➢ Balls of the actuator side raceway show light superficial wear and scratches. ➢ The cage located at the nut side shows significant wear of the inner diameter and a less wear on the outer diameter and balls housings. ➢ The cage located at the actuator side doesn't show any abnormal indication. ➢ The mechanical and material characteristics of all the parts composing the bearing are compliant to the definition <p style="font-size: small; text-align: center;">This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014</p>	
<p style="font-size: small; text-align: center;">This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission. BEA2016-0127_tec02. Appendix B / NA107 – October 7 2016</p>	<p style="text-align: center;">8 / 30</p>

<p>F072 028 G Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 4/24</p> <ul style="list-style-type: none"> • <u>Concerning the examination and material conformity of the nut (see test reports n°2016-40529; 2016-40530 and 2016-40694).</u> <ul style="list-style-type: none"> ➢ The nut showed some smearing lips at the level of the flange collars (probably the consequence of the creep of the flange collars), and a fracture of the 2 flange collars is observed. ➢ Concerning the failure of the flanges collar nut, the following was observed: <ul style="list-style-type: none"> ○ Multiples initiations on the inner diameter ○ Propagation in fatigue under bending load ○ A thin area of propagation initiated on the external diameter is observed. This indicates an alternated bending load at the end of propagation before the static failure. ➢ The mechanical and material characteristics of the nut are compliant to the definition. • <u>Concerning the magnetic plug (see test reports n°2016-40673):</u> The elements found in the magnetic plug are an amalgam composed of iron oxide with particles of bearing (M50) and nitriding steel (32CDV13). The other elements are characteristic of pollution (due to immersion in sea water). • <u>Concerning the friction bushes (see test reports n°2016-40617; 2016-40618; 2016-40619; 2016-40561 and 2016-3176)</u> <ul style="list-style-type: none"> ➢ The bushes coming from the accident are made of Torlon 4301 and are satisfactory with regard to the definition. ➢ The roughness measured on the external surface of the large bush (from 0,9µ to 1,1µm) is compliant to the definition (maxi 1,6µm). The small bush shows wear of maximum depth of 43µm on the external diameter. ➢ All the examinations, tests results and conclusion on the friction bushes are summarized in the 2016-3176 synthesis report. • <u>Concerning the other tests performed:</u> <ul style="list-style-type: none"> ➢ Some dimensional measurements were performed: <ul style="list-style-type: none"> - In AH, several measurements have been performed on the various parts and were reported in the dimensional reports n° U9-05/16 and n° PV U9-10/16 (bearing inner ring step measurement and verification of the inclined plane of the inner ring). - In SKF, dimensional measurements were performed on the bearing elements and no evidence of non-conformity has been observed (the results were reported in the SKF report n° EAP 1816). ➢ Some metallurgical examinations were performed in SKF site and no evidence of non-conformity has been observed (the examinations were reported in the SKF report n° EAP 1816). <p style="text-align: center; font-size: small;">This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014</p>	
<p style="text-align: center; font-size: small;">This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission. BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016</p>	<p>9 / 30</p>

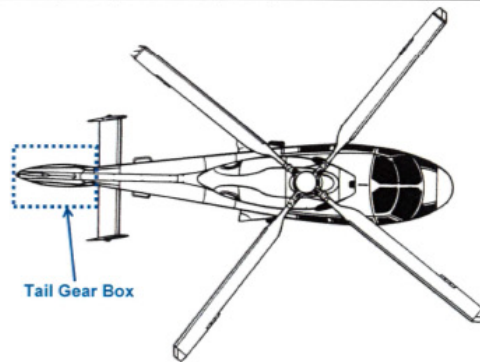
F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLI n° 2016-3151 page 5/24

3. LOCATION OF SPECIMENS SUBMITTED TO TEST ON THE HELICOPTER AND/OR ON PART

CUSTOMER	NACS (TAIWAN)		
HELICOPTER	AS365N3 – SN6556	OPERATING HOURS	3838 HRS
SUB ASSEMBLY DESIGNATION	TAIL GEAR BOX (SN M218)	SUPPLIER	AH
SUB ASSEMBLY REFERENCE	365 A 33 6005 06		

Reference Laboratory	PART DESIGNATION	PART REFERENCE	S/N	MATERIAL
2016-0577-1	CONTROL ROD BEARING	704A336511093	6-134	80DCV40 / UA10M
2016-0577-2	CONTROL ROD BEARING NUT	SL40194M20CPRH	N/A	30NCD16
2016-0577-3	FRICITION BUSH (CONTROL SHAFT)	365A33622320	N/A	Torlon 4301
2016-0577-4	FRICITION BUSH (BEVEL WHEEL)	365A33622220	N/A	Torlon 4301



This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS, no part of it shall be reproduced, transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

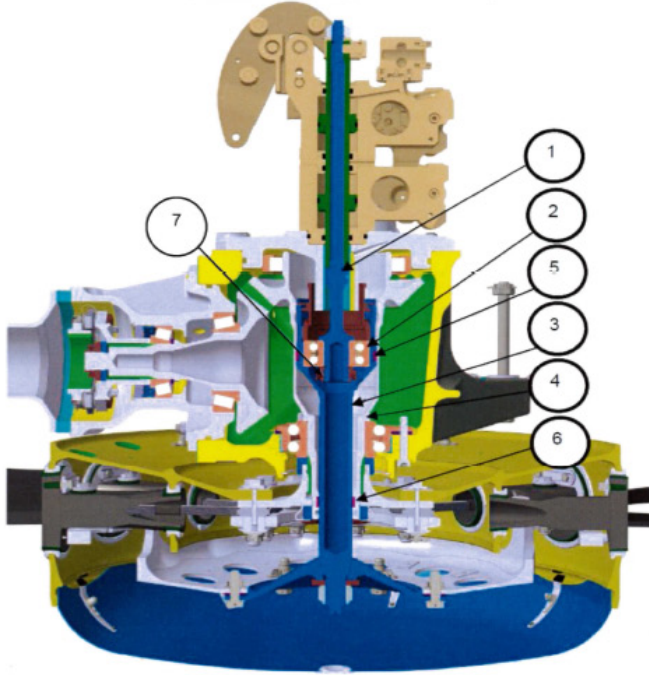
BEA2018-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

10 / 30

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 6/24

TAIL GEAR BOX (365A336005.06)



Ref N°	Part description	Part number	S/N
1	Tail rotor control rod	365A 33 6145.21	PRD624
2	Tail rotor control rod bearing	704A336511093	6-134
3	Tail rotor control shaft	365A 33 6214.20	S331
4	TGB bevel wheel	365A 33 6104.00	M374
5	Friction bush (control shaft)	365A 33 6223.20	N/A
6	Friction bush (Bevel wheel)	365A 33 6222.20	N/A
7	Control rod bearing nut (Shur-Lok)	SL40194M20CPRH	N/A

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS. No part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 - October 7 2016

11 / 30

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLL n° 2016-3151 page 7/24

4. LABORATORY RESULTS

4.1 List of reports

Concerning the tail rotor control rod bearing 704A336511093

- Hardness test on various parts composing the bearing test report n°2016-40527
- EDX microanalysis on various parts composing the bearing test report n°2016-40528

Concerning the control rod bearing nut (Shur-Lok) SL40194M20CPRH

- Hardness test test report n°2016-40529
- Nut EDX microanalysis test report n°2016-40530
- Nut lips and chip EDX analysis test report n°2016-40694

Concerning particles found on the magnetic plug

- EDX microanalysis test report n°2016-40673

Concerning the friction bushes 365A33622320 and 365A33622220

- Calorimetric analysis DSCM test report n°2016-40617
- Infra-Red spectrometry FT/IR test report n°2016-40618
- Thermogravimetric analysis TGA test report n°2016-40619
- 3D profilometer measurements test report n°2016-40561
- Friction bushes synthesis report synthesis report n°2016-3176

Concerning the other tests performed

- Dimensional and metallurgical tests performed by SKF report n° EAP 1816
- Dimensional measurements performed by AH report n° U9-05/16 and n°U9-10/16

4.2 Examinations

Tail Gear Box
365A336005.06 - S/N M218



The tail gear box was found in the sea water and show a lot of corrosion
In order to carry out the expertise, we had to remove oxidation and clean the various parts.

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

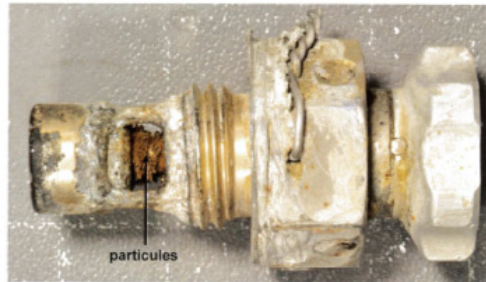
BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

12 / 30

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 8/24

4.2.1 Magnetic plug



The elements found in the magnetic plug are an amalgam composed of iron oxide with bearing (M50) and nitriding steel (32CDV13) particles. The other elements are characteristic of pollution (see report n° 2016-40673).

4.2.2 Tail Gear Box bevel wheel

Marking: 365A33610400 – M374



Except for the corrosion, no abnormal indication due to operating use is observed on the bevel wheel and the bearing.

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

13 / 30

F072 028 G

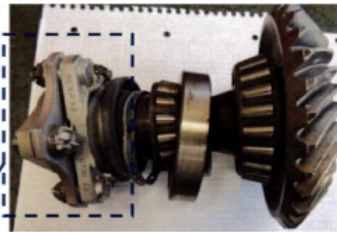
Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 9/24

4.2.3 Tail Gear Box bevel pinion

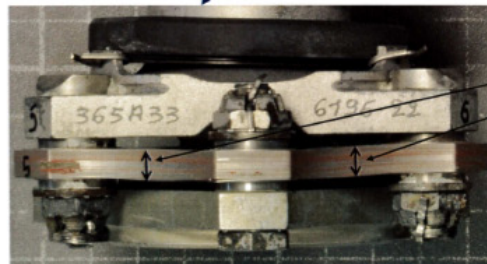
Marking: 365A33612322 – M314



Before cleaning



After cleaning



distortion of the flexible coupling blades

The bevel pinion and the bearing don't show any significant indications. A distortion of the flexible coupling blades is observed.

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS, no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

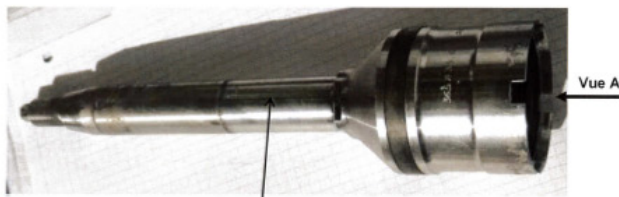
14 / 30

F072 028 G

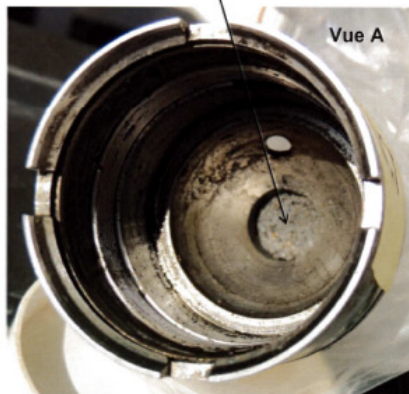
Laboratory synthesis report ETLI n° 2016-3151 page 10/24

4.2.4 Tail rotor control shaft

Marking: 365A33621420 (SII/16) – S331



Clogged bore



During the disassembly, the bore of the control shaft was clogged by a mix of particles and five balls of the bearing were found inside.

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

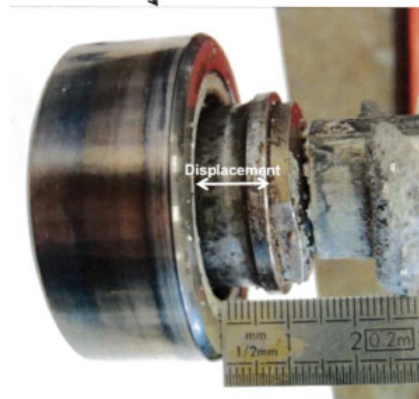
16 / 30

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 11/24

4.2.5 Tail rotor control rod

Marking: control rod 365A33614521 (PRD/48) - PRD624 - PRD/01



The control rod doesn't show any significant indication. We notice an abnormal displacement of several millimeters between the inner ring/control rod assembly and the outer ring.

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

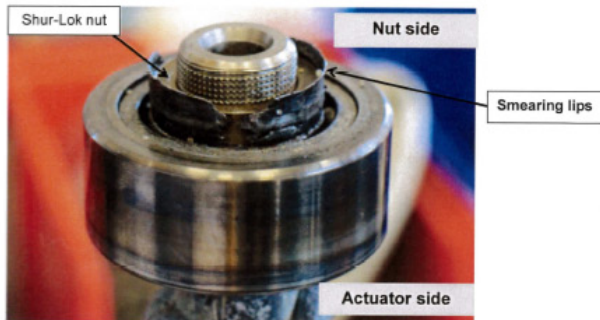
BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

16 / 30

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 12/24

4.2.6 Control rod bearing nut



At the level of the bearing, we can observe some abnormal lips on the Shur-lok nut, and a fracture of the 2 flange collars



We notice the rupture of the nut at the level of the flange collars.

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

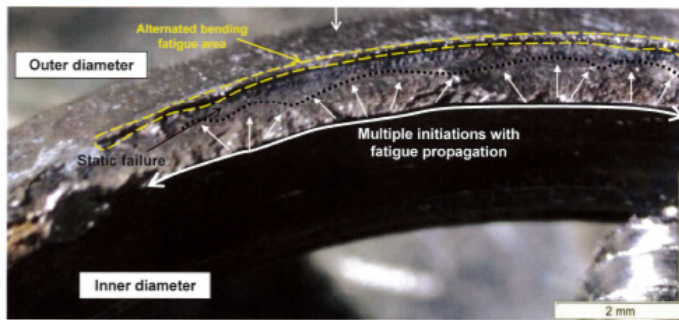
This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

17 / 30

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLL n° 2016-3151 page 13/24



The failure of the nut shows multiple initiations on the inner diameter with propagation in fatigue mode. The presence of a thin layer of a fatigue area on the outer diameter and a static failure in the center of the fracture topography is characteristic of an alternated bending fatigue mode.



Failure of the flange collars

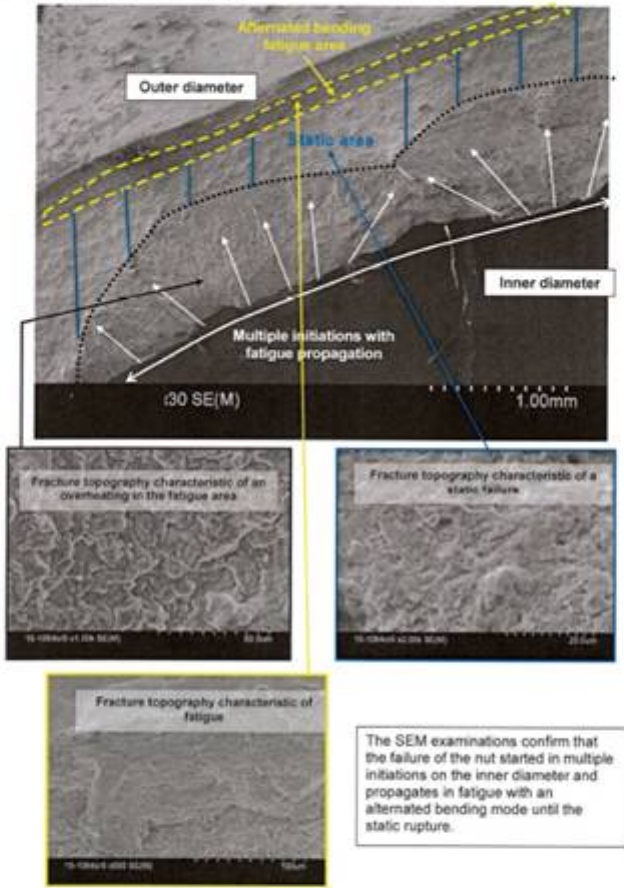
This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

18 / 30

F072 028 G Laboratory synthesis report ETLI n° 2016-3151 page 14/24
SEM/FEG microscope examinations:



This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS. No part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 2016

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

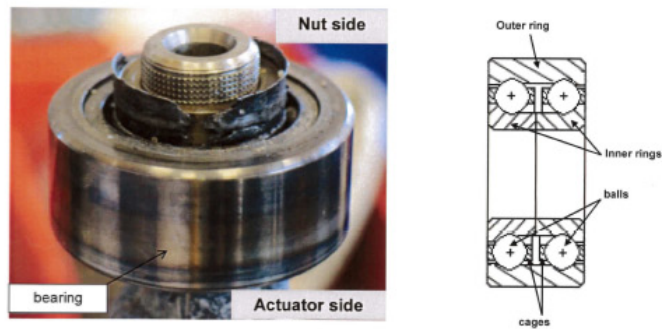
10 / 30

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 15/24

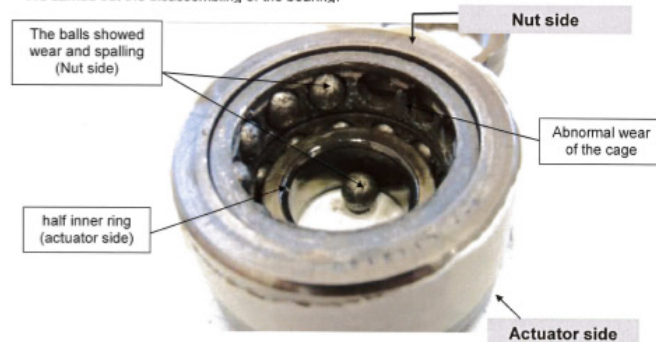
4.2.7 Control rod bearing

Marking: 704A33651093 S/N 6-134 L11B18U



We observe several possible heating coloration on the external diameter of the outer ring.

We carried out the disassembling of the bearing:



The observation at the nut side of the bearing showed wear and spalling on balls and wear of the cage. 5 balls are missing at the level of the raceway situated at the nut side (these 5 balls have been found in the bore of the control shaft).

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

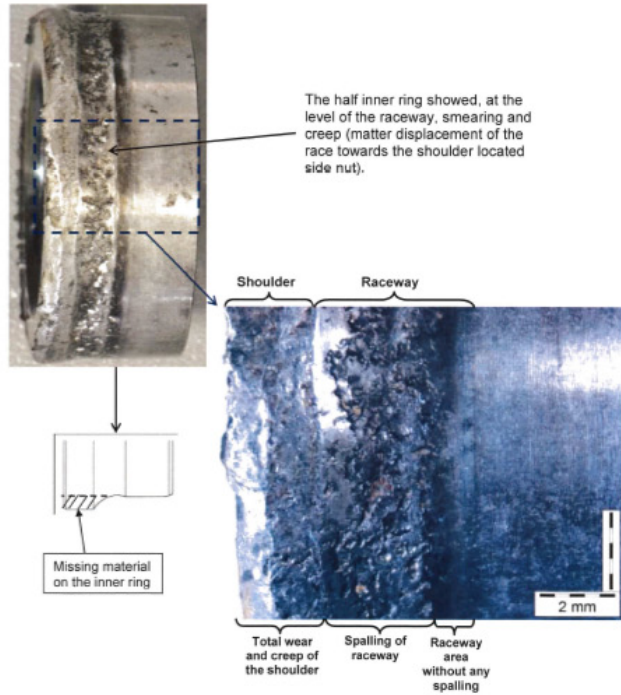
20 / 30

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 16/24

4.2.7.1 Examination of various bearing elements situated at the nut side (abnormal indication side)

4.2.7.1-1 Inner ring



This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS, no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

21 / 30

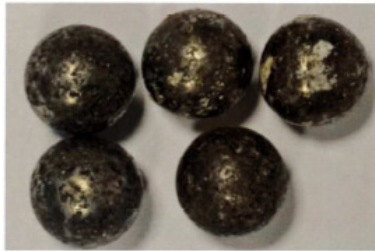
<p>F072 028 G</p> <p>Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 17/24</p> <p><u>4.2.7.1-2_Outer ring</u></p> <p>The inner raceway close to the nut side of the outer ring shows pollutions and degradations</p> <p>Wear of the raceway with material burr at the top of the raceway</p> <p>Area 1</p> <p>Local spalling located at the top of the raceway</p> <p><small>This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014</small></p>	
<p>This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.</p> <p>BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016</p>	<p>22 / 30</p>

F072 028 G

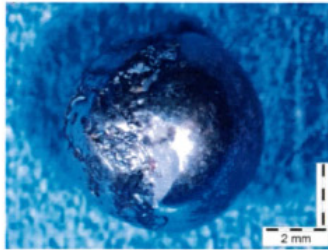
Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 18/24

4.2.7.1-3. Balls

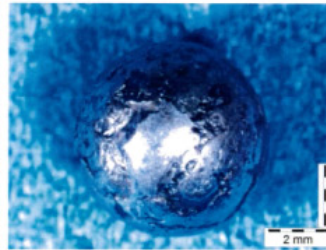
balls



The balls located nut side show smearing and spalling. We can observe a reduction of the diameter related to the degradation (see table).



Some balls show partial spalling



Some balls show total spalling

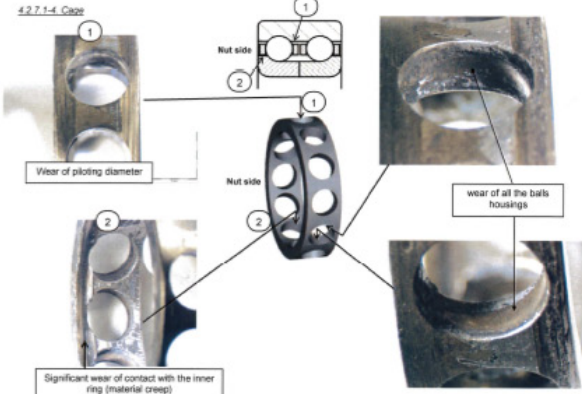
Diameter balls measurements (reference = 7,144 mm)	
Balls inside the control shaft	Balls inside the bearing
6,61 mm	6,71 mm
6,64 mm	6,88 mm
6,65 mm	6,81 mm
6,60 mm	6,95 mm
6,65 mm	6,97 mm
	6,87 mm
	6,82 mm

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

23 / 30

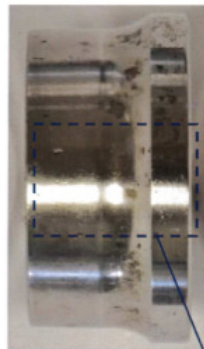
<p>F072 028 G</p> <p>4.2.7.1-4. Cage</p> <p>Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 19/24</p>  <p>The cage located close to the nut side shows significant circular mark of wear in the inner diameter, and a less wear on the outer diameter and on all the balls housings.</p> <p><small>This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted in any form or by any means without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS (SAS 612016).</small></p>	
<p>This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.</p> <p>BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016</p>	<p>24 / 30</p>

F072 028 G

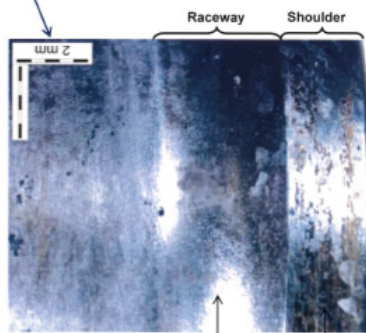
Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 20/24

4.2.7.2 Examinations of various bearing elements at the actuator side :

4.2.7.2-1 Inner ring



The inner ring, located at the actuator side, doesn't show any abnormal indications.



The raceway shows dents of rolled particles and deposits but is globally in good condition.

No wear of the shoulder.

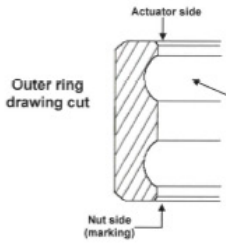
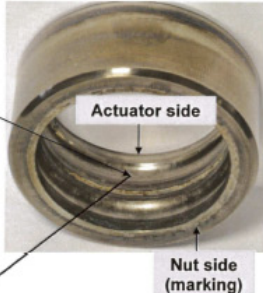
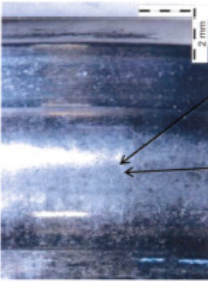

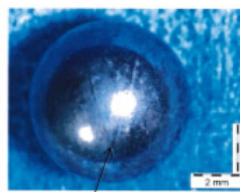
Corrosion pits observed are consecutive to sea water immersion.

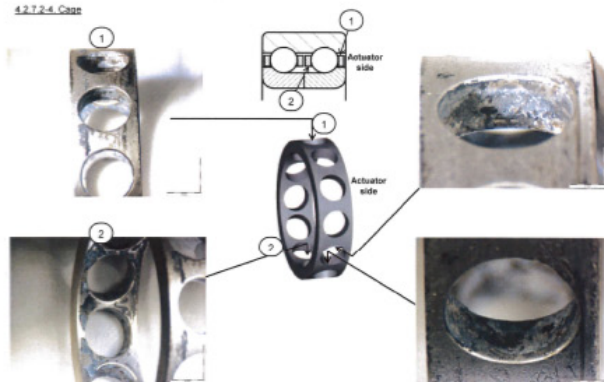
This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS, no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014



This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

25 / 30

<p>F072 028 G</p> <p>Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 21/24</p> <p><u>4.2.7.2-2. Outer ring</u></p>    <p>The inner race close to the actuator side of the outer ring show satin finish appearance consecutive to a superficial wear due to contact surface with a lot of dents of rolled particles.</p> <p><u>4.2.7.2-3. Balls</u></p>   <p>All the balls show light superficial wear and scratches.</p> <p><small>This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS. no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014</small></p>	
<p>This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.</p> <p>BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016</p>	<p>26 / 30</p>

<p>F072 028 G</p> <p>Laboratory synthesis report ETLI n° 2016-3151 page 22/24</p> <p>4.2.7.2.4_Cage</p>  <p>A lot of deposit can be observed on all surfaces of the cage. No significant degradation can be noted.</p> <p><small>This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS. No part of it shall be reproduced or transmitted in any form or by any means, electronic or mechanical, including photocopying, recording, or by any information storage and retrieval system, without the prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS for what its contents be concerned. © AIRBUS HELICOPTERS 1970-2016</small></p>	
<p>This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.</p> <p>BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016</p>	<p>27 / 30</p>

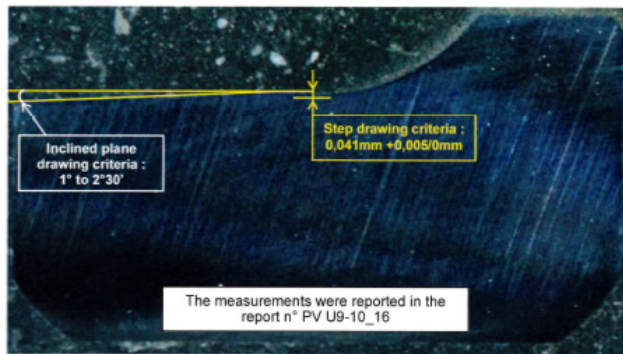
<p>F072 028 G Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 23/24</p> <p>4.2.8. Friction bushes</p> <p>The purpose of the friction bushes expertise was to:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Check the material conformity (Torlon 4301). • Examine the surface conditions of the accidented bushes and compare to new and worn bushes (recovered of a complete overhaul at the DERH). • verify the possible abnormal indications or wear <div style="display: flex; justify-content: space-around; align-items: center;"> <div style="text-align: center;"> <p>Friction bush 365A33622320 (large)</p>  </div> <div style="text-align: center;"> <p>Friction bush 365A33622220 (small)</p>  </div> </div> <p>The bushes coming from the accident are made of Torlon 4301 and are satisfactory with regard to the definition (see test reports n°2016-40617; 2016-40618; 2016-40619). The roughness measured on the external surface of the large bush (from 0.9 µm to 1.1 µm) is compliant to the definition (maxi 1.6µm). The small bush shows wear of maximum depth of 43µm on the external diameter (see test report n° 2016-40561). All the examinations, tests results and conclusion on the friction bushes are summarized in the 2016-3176 synthesis report.</p> <p>4.3. Check of the material conformity and mechanical properties</p> <ul style="list-style-type: none"> • <u>Concerning the control rod bearing nut:</u> <ul style="list-style-type: none"> - The chemical composition is satisfactory with regard to the drawing (see test report n°2016-40530). - The mechanical properties are compliant with regard to the specification (see test report n°2016-40529). • <u>Concerning the various parts composing the bearing :</u> <ul style="list-style-type: none"> - The chemical compositions of the various parts are satisfactory to the drawing (see test report n°2016-40528). - The mechanical properties are compliant to the specification (see test report n°2016-40527). <p style="font-size: small; text-align: center;">This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS; no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014</p>	
<p style="font-size: x-small; text-align: center;">This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.</p> <p style="font-size: x-small; text-align: center;">BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016</p>	<p style="text-align: center;">28 / 30</p>

F072 028 G

Laboratory synthesis report ETLN n° 2016-3151 page 24/24

4.4. Others tests performed

- Some dimensional measurements were performed:
 - In AH, several measurements have been done on the various parts and were reported in the dimensional reports n° U9-05/16 and n° PV U9-10/16 (bearing inner ring step measurement and verification of the inclined plane of the inner ring).



- In SKF, dimensional measurements were performed on the bearing elements and did not evidence dimensional non-conformity (the results were reported in the SKF report n° EAP 1816).

- Some metallurgical examinations were performed in SKF and did not evidence non-conformity (the examinations were reported in the SKF report n° EAP 1816).

This document is the property of AIRBUS HELICOPTERS, no part of it shall be reproduced or transmitted to third parties without the express prior written authorization of AIRBUS HELICOPTERS nor shall its contents be disclosed. © AIRBUS HELICOPTERS 01/2014

This document is the property of the BEA and cannot be copied or reproduced, even partially, without prior written permission.

BEA2016-0127_tec02 Appendix B / NA107 – October 7 2016

29 / 30

附錄四 貨櫃輪與直昇機周圍流場模擬

一、說明

依貨櫃輪與直昇機的相對位置，模擬風向角為正東北風且於三種不同風速下，直昇機周圍流場狀況、風速及風向。

二、模擬條件

本模擬已知條件整理如表 1。

表 1 模擬條件參數表

項目	參數
貨櫃輪軸心 (°)	275.7
風向角 (°)	45 (正東北風)
風速 (哩/時)	20、30、40
直昇機高度 (公尺)	26

三、模擬設定

1. 模型幾何

本模擬採用 1/200 縮尺簡化模型進行數值模擬。簡化模型保留貨櫃輪甲板上貨櫃及船艙之配置及幾何外型等可能影響風向及風速變化之特徵，如圖 1 所示。

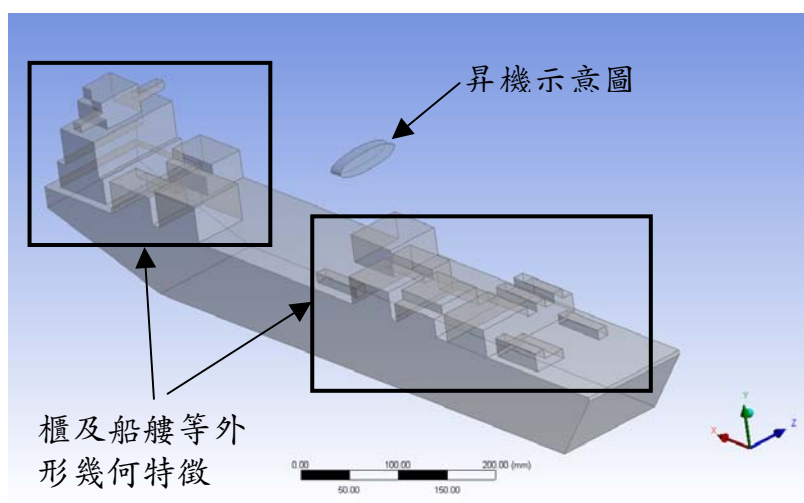


圖 1 1/200 縮尺簡化模型

2. 模型配置

模型配置如圖 2 及圖 3 所示。由已知條件可知，船軸心與風向角之夾角為 129.3° 。

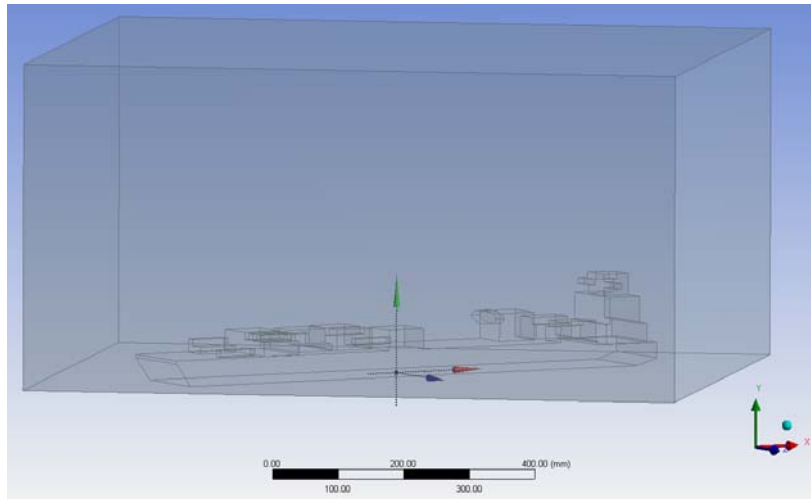


圖 2 模型配置立體圖

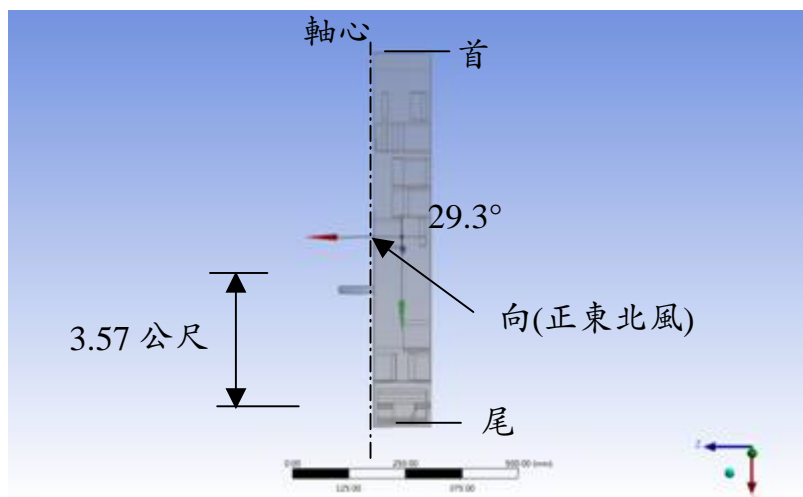


圖 3 模型配置平面圖

3. 模擬參數設定

本模擬採用之紊流模型為 RNG k- ϵ ，紊流強度 (Turbulent Intensity) 及紊流長度 (Turbulent Length scale) 分別設定為 20% 及 1m。統御方程式之離散運算採用

有限體積法 (Finite Volume Method)，其中對流項及擴散項之運算係分別使用二階上風法 (Second Order Upwind Scheme) 及中央差分法 (Central Difference Scheme)。壓力及速度耦合運算則係使用壓力基運算法則 (Pressure Based Scheme)。

四、結果與討論

圖 4~圖 6 為貨櫃輪及直昇機於不同風速下的三維流場圖。由圖可觀察到，當風流經過貨櫃，貨櫃背風面甲板出現亂流，然其範圍僅侷限甲板處，未明顯影響到直昇機周圍流場 (直昇機離甲板距離約 7.87 公尺)。而當風流過貨櫃船體時，在其背風面的海平面上產生約 20 公尺高之垂直渦流，亦未明顯影響到直昇機周圍流場 (直昇機海平面高度為 26 公尺)。

圖 7~圖 9 為貨櫃輪與直昇機周圍流場上視圖。由圖可觀察到，風流經貨櫃後，由東北風偏轉為北北東風朝向直昇機，且風速有上升之現象，風速整理如表 2 所示。

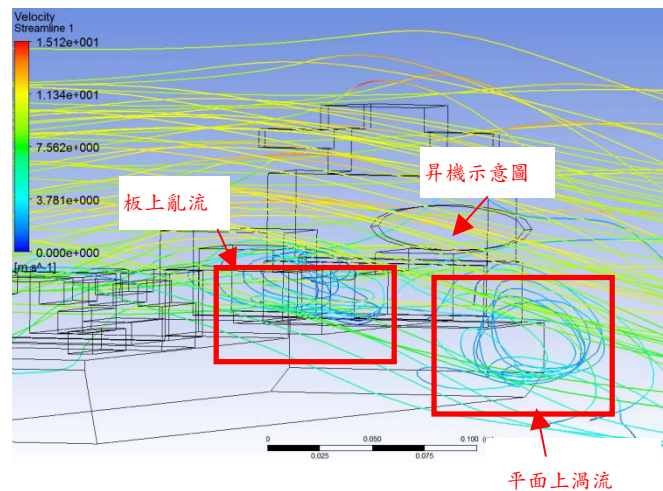


圖 4 風速為 20 哩/時狀況下，貨櫃輪與直昇機周圍流場圖

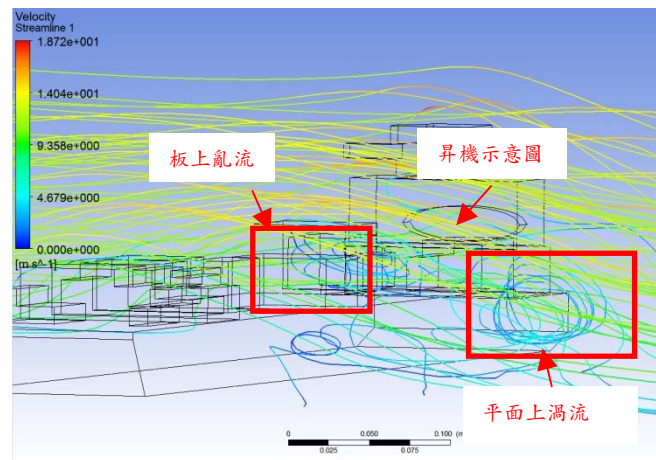


圖 5 風速為 25 哩/時狀況下，貨櫃輪與直昇機周圍流場圖

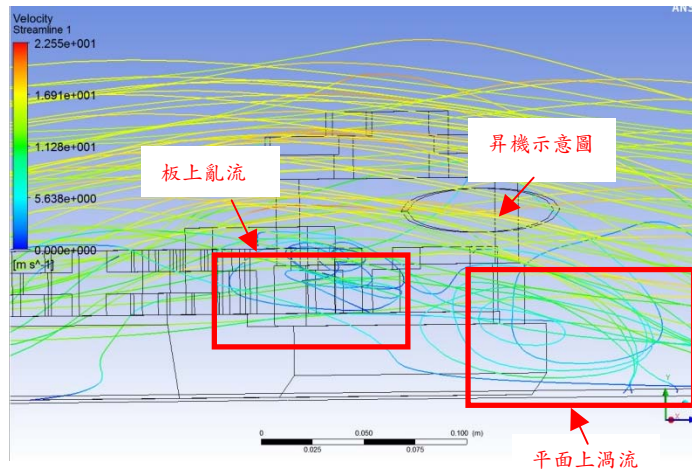


圖 6 風速為 30 哩/時狀況下，貨櫃輪與直昇機周圍流場圖

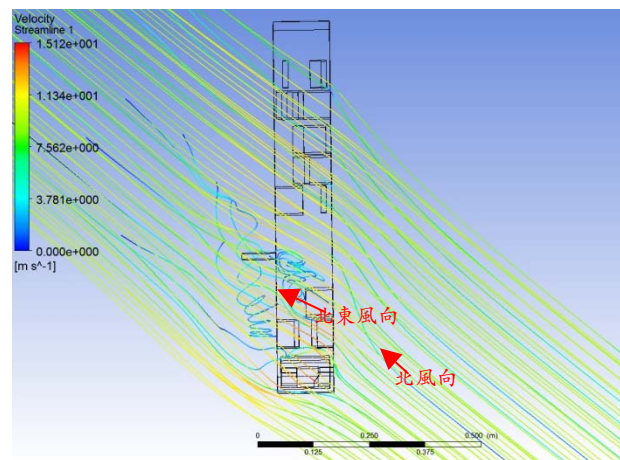


圖 7 風速為 20 哩/時狀況下，直昇機周圍流場風向圖

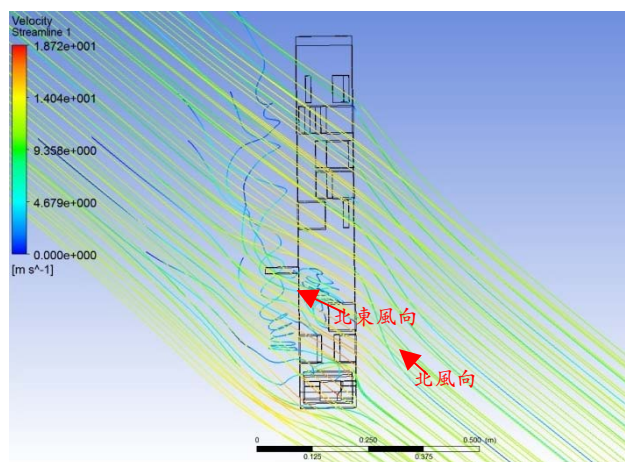


圖 8 風速為 25 哩/時狀況下，直昇機周圍流場風向圖

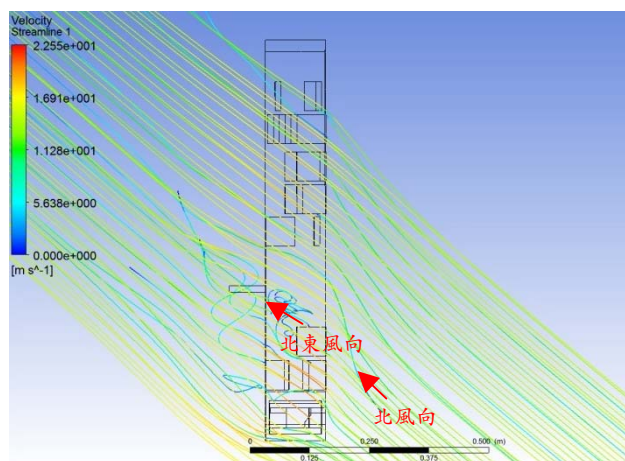


圖 9 風速為 30 哩/時狀況下，直昇機周圍流場風向圖

表 2 直昇機周圍流場風速

大氣風速 (哩/時)	直昇機周圍流場風速 (哩/時)
20	22.0
25	27.3
30	32.9

本頁空白

附錄五 空中運輸-救(勘)災人、裝備、物資運送程序

程序：以點() 帶頭的文字表示					
階段	稱	PF (操控飛行員)	PM (監控飛行員)	CE (機工長)	SAR(O) (搜救員與共乘)
任務受領		<ul style="list-style-type: none"> 召集人員分配工作與取得相關資料(任務地點座標、標高, 通信頻率、呼號, 聯絡人有線及手機電話號碼)。 對任務風險因子評估, 預採相關作為, 並納入任務提示。 對任務機組員及乘員實施任務提示。 	<ul style="list-style-type: none"> 協助查詢天氣資料, 飛航通報及航路資料 依照機長指示, 協助完成各項準備工作。 	<ul style="list-style-type: none"> 依照任務提示, 完成飛機各項準備工作 	<ul style="list-style-type: none"> 依任務需求及載重擇其必要之裝備。
飛行前檢查		<ul style="list-style-type: none"> 參閱及填寫飛機狀況紀錄表 按檢查表執行 完成飛行前機外檢查 	<ul style="list-style-type: none"> 確認所有程序已完成。 使用檢查手冊協助機長完成機外檢查 讀、確認並回應飛行前檢查表。讀出 REFLIGHT CHECK... 	<ul style="list-style-type: none"> 協助正副駕駛完成機外檢查 檢查後艙並視需要調整裝備配置 	
座艙內部檢查		<ul style="list-style-type: none"> 座椅、腳蹬、肩帶、安全帶、耳機之調整檢查。 確認並回答座艙內部檢查。 完成座艙內部檢查。 確認油量符合派遣及飛行計畫要求。 	<ul style="list-style-type: none"> 確認所有程序已完成。 座椅、腳蹬、肩帶、安全帶、耳機之調整檢查 讀出檢查手冊項目協助機長完成座艙內部檢查 完成副駕駛座艙內部檢查, 讀、確認並回應 讀出"PREFLIGHT 	<ul style="list-style-type: none"> 確認並報告所攜帶裝備。 	<ul style="list-style-type: none"> 固定安置救援裝備 就座及繫安全帶

		CHECK COMPLETE."		
引擎啓動程序	<ul style="list-style-type: none"> 使用檢查手冊完成引擎啓動及飛機各功能測試檢查 確認無線電及導航儀表電台、GPS 位置調整設定。 	<ul style="list-style-type: none"> 確認所有程序已完成 讀出檢查手冊項目協助機長完成引擎啓動及飛機各功能測試檢查。 無線電及導航儀表電台、GPS 位置調整設定 抄收 ATIS 資料 	<ul style="list-style-type: none"> 就欲啓動引擎前側方位持滅火器注視引擎啓動情況 (手勢顯示)。 	
滑出前檢查	<ul style="list-style-type: none"> 告知 F/O 起飛企圖飛航路線、高度、目標位置..。 告知機組員準備滑出起飛。設定 QNH、雷達高度表及航行儀表。 	<ul style="list-style-type: none"> 與塔台及管制單位通聯飛航路線、高度、目標位置..請求起飛。確認機上油量是否符合派遣及飛航計劃需求。 確認所有程序已完成。 	<ul style="list-style-type: none"> 回報後艙狀況 	
起飛前檢查	依各機型完成起飛前檢查程序	<ul style="list-style-type: none"> 確認所有程序已完成。 		
起飛及爬升	依許可爬升至指定高度	<ul style="list-style-type: none"> 監控爬昇高度及飛行航跡。預計到達目標時間 (到達高度與空速) 回報起飛時間。 	協助空中障礙視察	協助空中障礙視察
任務執行	目標區前完成搜索分工與提示。	<ul style="list-style-type: none"> 與本總隊或勤務指揮中心通聯確認任務相關資訊。目標位置.. 到達距目標區約 2 海浬告知機長 浮筒 ARM	依照提示分工，完成搜索準備工作	檢視個人裝備及救援裝備器材，並確認通訊無礙。
飛航中	目標性質 航線規劃 執行搜索航線 預計脫離返航時間 出海後： <ul style="list-style-type: none"> 浮筒 ARM 位置 		後艙安全管理及重心配置	
發現目標	確認組員全程保持目視。 (依狀況以無線電請	目標指引 (鐘點指示) 目標 GPS 定位	目標指引 (鐘點指示)	目標指引 (鐘點指示)

	<p>求其他支援) 決定空中偵察航線 實施空中偵察 1.待救者確實位置 (必要時得採取標示) 2.海潮、流向與浪高 3.風向、風速 4.水(海)面狀況 (如船隻方位、狀況及船上障礙物等)</p>	<ul style="list-style-type: none"> 與本總隊或勤務指揮中心通聯回報目標位置.狀況及紀錄 	<p>依機長指示採取目標定位標示</p> <p>要求機長許可開啓後艙門協助空中障礙視察及目標附近狀況</p>	<p>應向現場指揮官報到，取得現場指揮官指令執行任務。</p>
<p>空中救援</p>	<ul style="list-style-type: none"> 決定救援航線及最佳之救援方式。 <p>任務提示：</p> <ol style="list-style-type: none"> 待救目標狀況、數量 風向、風速 待救目標附近狀況 障礙物 進入方式、航向 脫離方式、航向 緊急狀況時處置 每次吊掛救援人數 其他特別程序(如空中等待或耗油.....) 離岸最近可用之臨時著陸場 <p>五邊進入空速 40 哩以下</p>	<p>目標指引 (鐘點指示) 目標定位</p> <p>滯空吊掛救援時監控障礙物及操作馬力..</p>	<p>目標指引 (鐘點指示)</p> <ul style="list-style-type: none"> 完成吊掛救援準備工作(含安全檢查) 以機內通話引導飛機移動及報告操作狀況(依照吊掛程序實施) <p>如有降落甲板時實施引導之安全措施</p>	<p>完成救援準備工作</p> <ul style="list-style-type: none"> 提出最佳救援方式及使用裝備，由特搜隊或消防機關共同勤務人員，帶隊官應決定行動方式。 完成吊掛出艙門救援準備工作(含安全檢查)。 以手勢指揮機工長引導飛機移動及鋼纜上升下降(依照吊掛程序實施)如有降落甲板時協助周邊安全警戒。

本頁空白

附錄六 歐盟 EASA 涉及安裝飛航紀錄器規範

SPO.IDE.H.140 Cockpit voice recorder

- (a) Helicopters with an MCTOM of more than 7 000 kg and first issued with an individual CofA on or after 1 January 2016 shall be equipped with a CVR.
- (b) The CVR shall be capable of retaining data recorded during at least the preceding 2 hours.
- (c) The CVR shall record with reference to a timescale:
- (1) voice communications transmitted from or received in the flight crew compartment by radio;
 - (2) flight crew members' voice communications using the interphone system and the public address system, if installed;
 - (3) the aural environment of the cockpit, including, without interruption, the audio signals received from each crew microphone; and
 - (4) voice or audio signals identifying navigation or approach aids introduced into a headset or speaker.
- (d) The CVR shall start automatically to record prior to the helicopter moving under its own power and shall continue to record until the termination of the flight when the helicopter is no longer capable of moving under its own power.
- (e) In addition to (d), depending on the availability of electrical power, the CVR shall start to record as early as possible during the cockpit checks prior to engine start at the

beginning of the flight until the cockpit checks immediately following engine shutdown at the end of the flight.

(f) The CVR shall have a device to assist in locating it in water.

SPO.IDE.H.145 Flight data recorder

(a) Helicopters with an MCTOM of more than 3 175 kg and first issued with an individual CofA on or after 1 January 2016 shall be equipped with an FDR that uses a digital method of recording and storing data and for which a method of readily retrieving that data from the storage medium is available.

(b) The FDR shall record the parameters required to determine accurately the helicopter flight path, speed, attitude, engine power, configuration and operation and be capable of retaining data recorded during at least the preceding 10 hours.

(c) Data shall be obtained from helicopter sources that enable accurate correlation with information displayed to the flight crew.

(d) The FDR shall start automatically to record the data prior to the helicopter being capable of moving under its own power and shall stop automatically after the helicopter is incapable of moving under its own power.

(e) The FDR shall have a device to assist in locating it in water.

飛航事故調查報告

中華民國 105 年 3 月 11 日，內政部空中勤務總隊，空中巴士直昇機 AS365 N3 型機，編號 NA-107，於新北市石門區外海執行人員吊掛時墜海

編 著 者：飛航安全調查委員會

出版機關：飛航安全調查委員會

電話：(02) 8912-7388

地址：231 新北市新店區北新路 3 段 200 號 11 樓

網址：<http://www.asc.gov.tw>

出版年月：中華民國 106 年 5 月（初版）

GPN：4910600769

ISBN：9789860526349（PDF）

*本會保留所有權利。未經本會同意或授權不得翻印。



飛航安全調查委員會

231新北市新店區北新路3段200號11樓

電話：(02)89127388

傳真：(02)89127399

網址：<http://www.asc.gov.tw>

ISBN 978-986-05-2634-9



GPN:4910600769