

# 1120117 海巡署 B-AAA01397 遙控無人機於臺東都蘭執行飛行

## 測試時墜毀事故調查報告

調查報告編號：

TTSB-AOR-24-07-001

發布日期：

中華民國 113 年 7 月 9 日

事故發生日期與時間：

中華民國 112 年 1 月 17 日 0939 時<sup>1</sup>

事故地點：

臺東縣東河鄉都蘭觀海平台岸際沙灘

活動場地與活動區域：

本次事故無人機活動場地為臺東縣東河鄉都蘭觀海平台，活動區域為都蘭外海 200 吠以下空域。

### 遙控無人機

所有人：

海洋委員會海巡署東部分署

註冊號碼：

B-AAA01397

實體檢驗合格證號碼：

CAA-UAVIC-1090028

發證日期/有效日期：

民國 109 年 3 月 31 日/112 年 3 月 30 日

製造廠名稱：

田屋科技股份有限公司

構造/型式/機身序號：

無人直昇機/AXH-E230RS/B1-1005-19011

製造日期：

民國 109 年 2 月 20 日

馬達型號/馬達序號：

C9037/19HM100006

毀損情況：

全毀

### 人員

操作人所屬專業機關（構）：

仲碩科技股份有限公司

操作證號碼：

A1294\*\*\*\*\*

操作證類別/構造/操作資格：

遙控無人機專業操作證/無人直昇機  
/IIC:G2,G3<sup>2</sup>

發證日期/有效日期：

民國 111 年 7 月 19 日/113 年 7 月 18 日

傷亡情況：

無

<sup>1</sup> 本報告所列時間均為臺北時間 (UTC+8)。

<sup>2</sup> 操作資格：IIC-高級專業操作證，得執行例外限制排除項目，可操作之遙控無人機重量範圍 25 公斤以上、未達 150 公斤；G2-得以遙控無人機投擲或噴灑任何物件；G3-得於人群聚集或室外集會遊行上空活動。

## 天氣：

事故地點南南西方約 15.7 公里之中央氣象局台東氣象站，0900 時天氣觀測紀錄為：風向 330 度，風速 1.7 公尺/秒，能見度 45 公里，密雲，溫度 18.5°C，露點 11.8°C，海平面氣壓 1023 百帕，無降水。

## 事故說明：

### 1. 事故經過

民國 112 年 1 月 17 日 0939 時，海洋委員會海巡署東部分署第四無人機區隊（以下簡稱第四區隊）一架 AXH-E230RS 型遙控無人機，註冊號碼 B-AAA01397，飛行測試返航時於都蘭觀海平台岸際沙灘墜毀，無人員傷亡。

本次飛航係海巡署無人機維護商，神通資訊科技股份有限公司之下包商仲碩科技股份有限公司（以下簡稱仲碩）完成月保養後，偕同第四區隊前往都蘭觀海平台進行飛行測試，規劃航向 086 度、航高 60 公尺（197 呎）、距離約 10 公里直線往返（詳圖 1）。該機於 0913 時起飛，確認狀態正常後，切換自動模式飛行；返航途中距起飛點約 280 公尺，高度 60 公尺處，航向左、右偏擺後，再向左失控自旋，此時操作人將飛行模式由自動模式切換為手控模式，但仍無法有效控制，該機自旋 8 圈後主旋翼撞擊尾桿，最後紀錄之高度 57 公尺，座標 N22°52'15.64"、E121°14'8.32"，隨即於 0939 時墜毀於岸際沙灘。

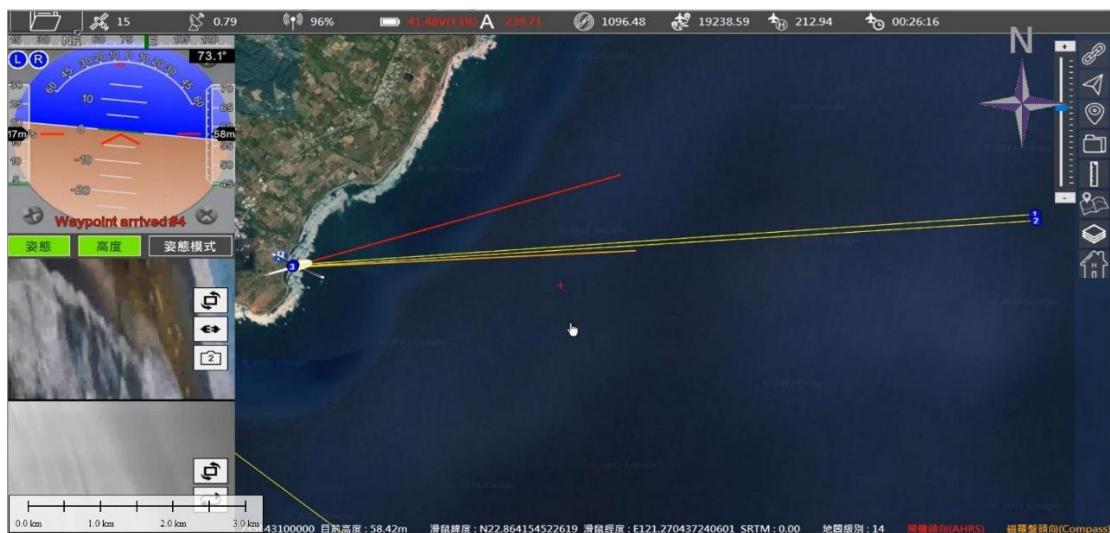


圖 1 地面導控站顯示事故機最後回傳資料

### 2. 基本資料

#### 2.1 操作人

仲碩保養測試人員年齡 32 歲，事故機型總飛行時數 8 小時 0 分，該次飛行

測試係使用遙控器手動控制事故機起飛及降落。

## 2.2 遙控無人機

事故機為田屋科技股份有限公司(以下簡稱田屋)設計、製造之無人直昇機，基本尺寸規格及三視圖詳圖 2，基本性能規格詳表 1。該機搭載雙光(可見光/紅外線)三軸穩定雲台(以下簡稱雙光雲台)，可同時將雙光影像傳回地面站。飛行模式計有純手控模式、手控姿態模式、手控 GPS 模式、自動導航模式及自動返航模式等 5 類。

該機於 111 年 11 月前總飛行時數為 201 小時 48 分，後因受損送仲碩維修，112 年 1 月 7 日修畢送返東部分署，至事故前曾於 1 月 13 日飛行 16 分 35 秒。

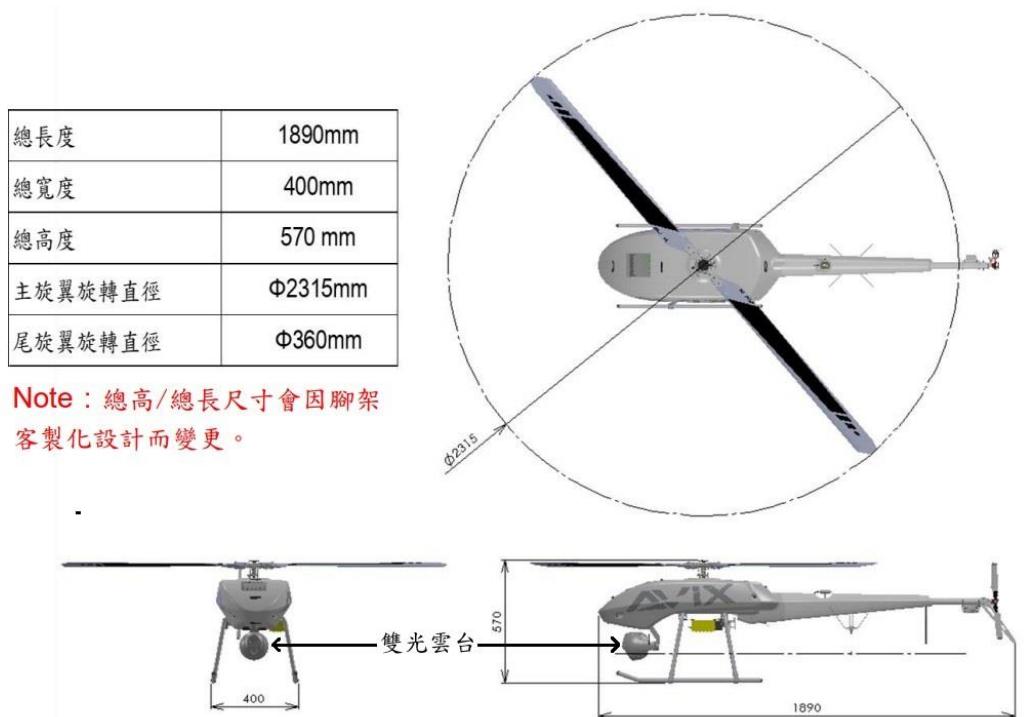


圖 2 該型機三視圖

表 1 該型機基本性能規格

最大起飛重量	30 公斤	最高巡航速度	85 公里/時
機體空重	11 公斤	任務執行最高海拔	600 公尺
全載電池重量	11.5 公斤	最長巡航滯空時間	>50 分鐘
基本酬載重量 (雙光雲台+通訊鏈路)	2.9 公斤	抗風力	蒲福風 6 級 (含) 以下
最大酬載重量	7.5 公斤	基本操控通訊距離	$\geq 30$ 公里

## 2.3 活動區域

海巡署東部分署依「民用航空法」第 99 條之 16 及「遙控無人機管理規則」第 34 條第 1 項之規定取得民航局同意排除操作限制：於公告所列之航空站自地面或水面起算 200 呎以上高度禁止活動之一定距離範圍內，不逾距地面或水面 400 呎，執行日夜間目視範圍外無人機飛航作業。本事故無人機起降作業範圍為上述區域 200 呎以下空域。



圖 3 事故機作業範圍與限制區域（黃色部分）相關位置圖

## 3. 調查相關資訊

### 3.1 殘骸檢查

事故現場如圖 4 所示，較顯著之損壞情形如圖 5。



圖 4 事故現場殘骸相關位置照片



圖 5 事故機殘骸

檢視機體殘骸，尾桁右側受外力撞擊凹折分別為 A、B 兩處，撞擊點均殘留白漆，B 點後約 20 公分尾桁連同尾旋翼組件遭切斷飛脫（如圖 6）；事故機主旋翼為順時針旋轉，經比對主旋翼片前緣兩受損處與尾桁 A、B 兩受損處吻合。



圖 6 主旋翼片撞擊尾桁示意圖

### 3.2 事故機墜地前影像

根據事故機雙光雲台影像，於返航途中接近岸際時，航向左、右偏擺後隨即自動修正，後續再次偏左進入失控自旋，自旋第 8 圈時主旋翼撞擊尾桁後墜落。

由事故機攝影機影像截圖，返航途中 0937:18 時，地面人員曾操作雙光雲台旋轉一周測試，當攝影機朝向後方時，尾旋翼軸及尾旋翼攻角控制連桿（以下簡稱變距連桿）均可清晰辨認（詳圖 7 左，當時高度 59.9 公尺、航向 266 度）；但於事故機於 0939:44 時進入自旋狀態後，僅可辨識尾旋翼軸，採 0.03 秒格放影像觀察皆未見變距連桿（詳圖 7 右，當時高度 59.7 公尺、航向 84 度、速度 10 公尺/秒）。



圖 7 事故機飛行中變距連桿正常（左）與異常（右）之影像

### 3.3 飛航資料

事故機飛航控制電腦 (Flight Control Computer, FCC) 及地面導控站 (Ground Control Station, GCS) 軟體皆具備飛航資料紀錄功能，同時 GCS 螢幕顯示畫面於任務執行中並有畫面側錄，記錄雙光雲台攝影機回傳影像及 GCS 顯示資料。保存之飛航資料包含自當日起飛前地面測試、起飛、巡航至事故發生為止，內容包括衛星導航系統 (Global Positioning System, GPS) 時間、GPS 位置、姿態、三軸加速度、三軸角速度、高度、速度、控制模式、飛控輸出指令、各伺服器指令、馬達轉速、電池主電壓及主電流等逾 100 項參數，其中 GCS 紀錄更新頻率為每秒鐘 2 筆，FCC 紀錄更新頻率為每秒鐘 10 筆。以 FCC 之 GPS 時間為基準，修正 GCS 及畫面側錄影片時間並完成時間同步後，摘要數據資料及側錄影片說明如下：

0902:00 時，GCS 開始記錄。

0913:19 時，該機馬達啟動準備起飛，FCC 開始記錄。

0914:14 時，該機起飛爬升至離地 18 公尺時，進入自動模式，爬升至離地 60 公尺巡航高度，航向維持 086 度沿預劃路線飛行。主旋翼轉速約每分鐘 1,100 轉 (Revolutions Per Minute, RPM)，巡航速度約 13 公尺/秒。

0927:30 時，該機抵達導航點 1，減速並轉向導航點 2，巡航速度約 9 公尺/秒，高度維持 60 公尺。於 2 秒後，該機通過導航點 2 向右轉彎執行返航作業，航向由 086 度轉至 266 度，巡航速度回到約 13 公尺/秒，巡航高度維持 60 公尺。

0937:18 時，該機回傳影像顯示雙光雲台開始轉動，轉至可檢視無人機尾旋翼角度，影像中無人機尾旋翼外觀正常（圖 7 左）。

0939:36 時至 0939:40 時，該機姿態開始向左右偏航並伴隨左右傾斜，雙光雲台畫面左右搖擺，偏航率（Gyro Z）顯示最大右偏至 270 度/秒，最大左偏至 180 度/秒，航向變化由 266 度轉至 15 度再回到 244 度；尾舵控制伺服器顯示最大輸出至尾旋翼，0939:40 時該機右坡度為 16 度，高度 60 公尺、速度 13 公尺/秒、主旋翼轉速約 1,100 RPM。

0939:41 時，該機高度 60 公尺、速度 13 公尺/秒、主旋翼轉速 1,100 RPM，姿態穩定但機鼻與前進方向有 20-30 度之偏航角（Beta Angle），雙光雲台畫面恢復穩定，該機沿預劃航線持續朝向最後導航點 3。

0939:44 時，雙光雲台回傳影像顯示，該機開始向左偏側，當雙光雲台拍攝至尾旋翼畫面時，畫面中未見變距連桿（圖 7 右）。

0939:45 時至 0939:56 時，該機從高度 60 公尺、速度 10 公尺/秒、主旋翼轉速 1,100 RPM，開始向左偏航旋轉並伴隨滾轉擺盪，由 Gyro Z 及方位角資料顯示，該機開始向左偏航旋轉，且無法維持高度；尾舵控制伺服器顯示最大輸出至尾旋翼。姿態滾轉擺盪期間，右坡度最大至 34 度，左坡度最大至 21 度；0939:51 時，該機由自動模式切換為 GPS 模式再轉換為姿態模式。

0939:56.2 時，姿態由左坡度 7.9 度增加到 167 度（機腹朝上）共滾轉 159.1 度，期間主旋翼轉速最大達 2,785 RPM。此時 GCS 紀錄停止。

0939:56.4 時，該機 FCC 停止記錄前之最大瞬間三軸加速度分別為 -2.91G（前後加速度）、10.93G（左右加速度）及 -1.46G（垂直加速度）。

0939:58.4 時，FCC 紀錄停止，高度 57 公尺、速度 17 公尺/秒；另該機影像傳輸畫面凍結，影像傳輸中斷。

該機紀錄之飛航軌跡及相關事件時序詳圖 8，飛航資料主要參數變化詳圖 9 及圖 10。

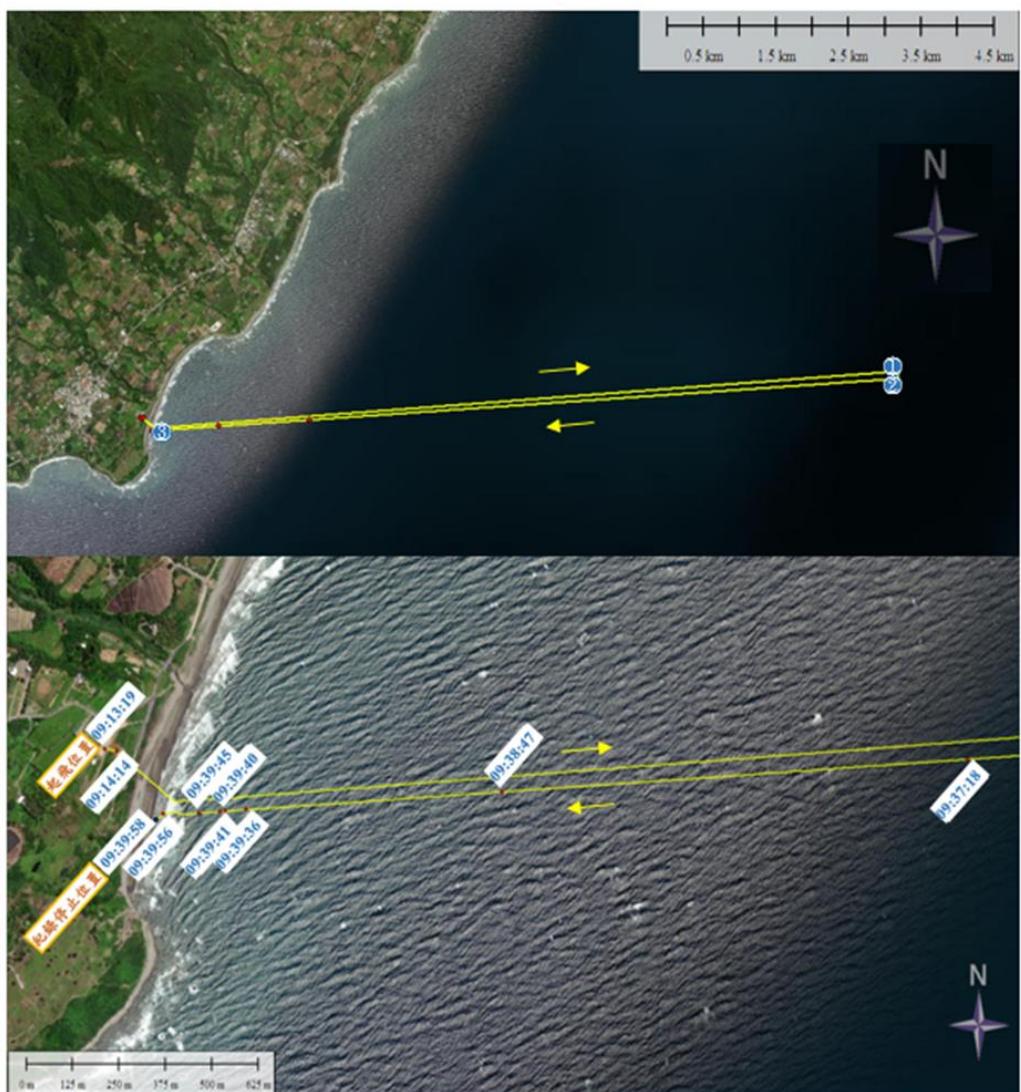


圖 8 事故機 GCS 飛航軌跡及相關事件時序

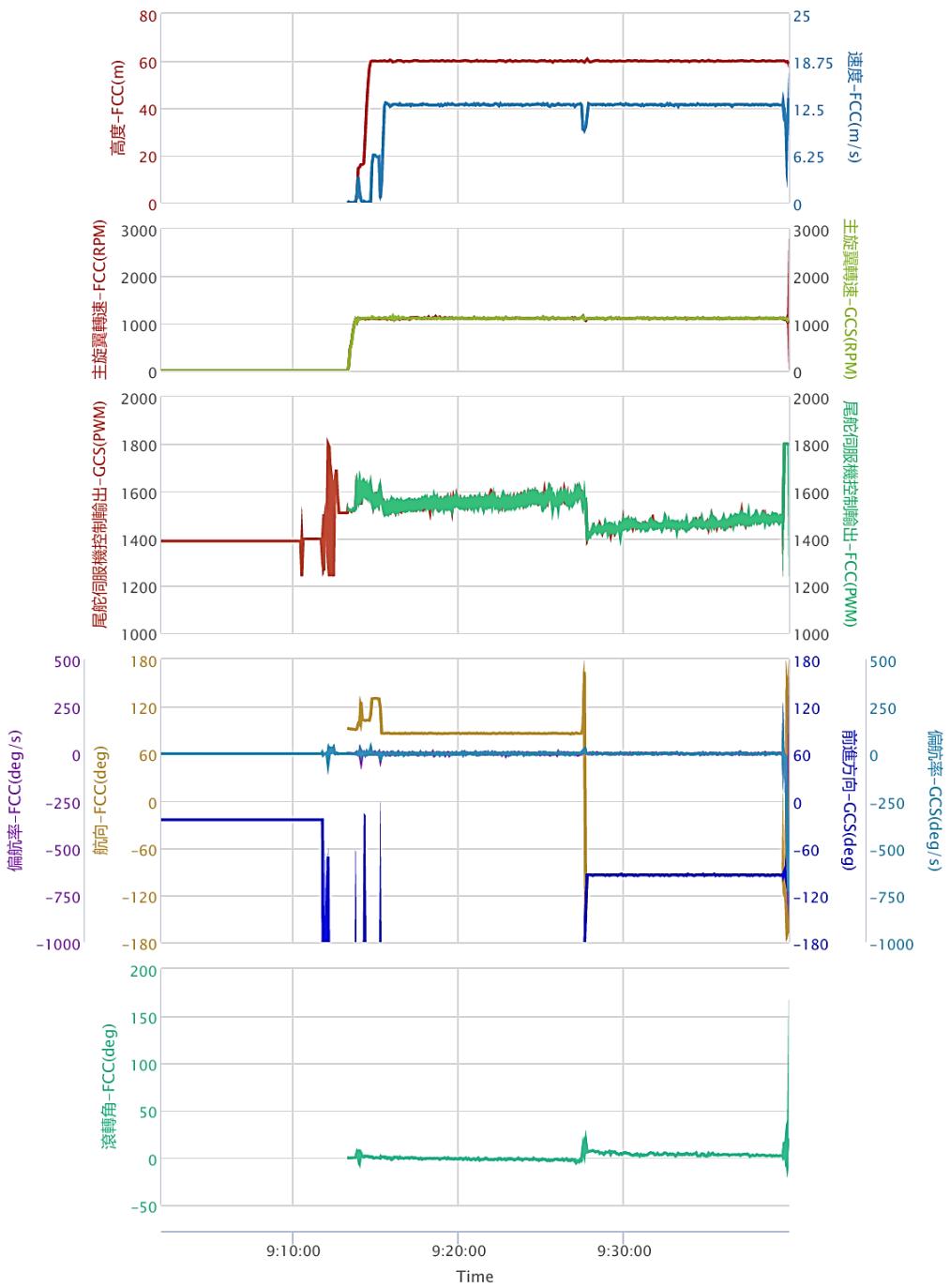


圖 9 事故機主要參數變化（起飛後至事故發生期間）

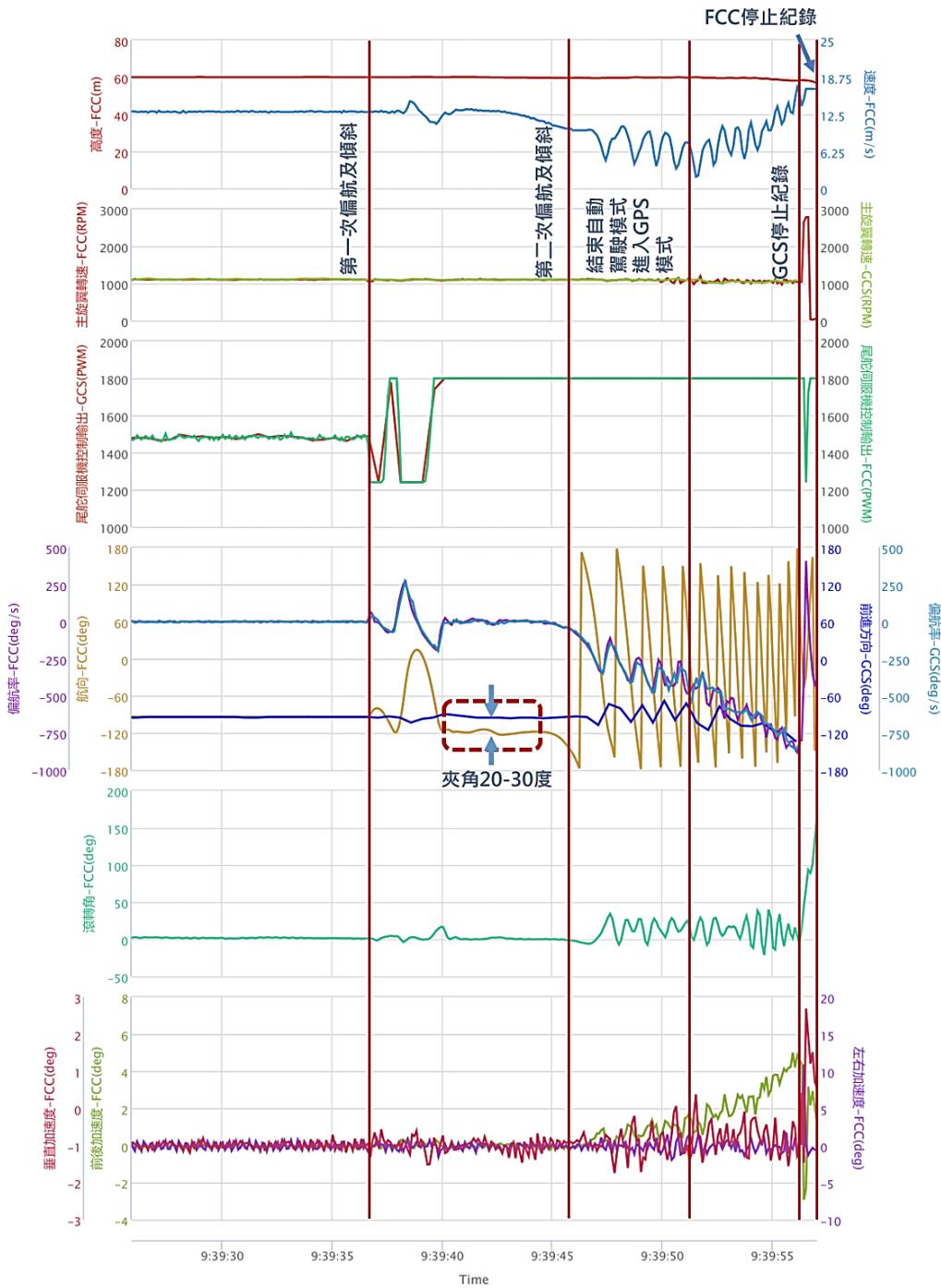


圖 10 事故機主要參數變化（事故發生期間）

### 3.4 尾旋翼組件損壞情形

該型無人直昇機主旋翼轉時，因轉動產生的扭矩會造成機體自旋（如圖 11），故會在尾部配置一垂直於主旋翼面的尾旋翼機構，藉此翼面之轉動及角度變換產生的推力，以操控航機之橫航向狀態，此機構稱為尾旋翼控制機構（如圖

12)。尾旋翼旋轉之動力來自於主旋翼馬達驅動傘狀齒輪，動力分接至水平傳動軸由尾桿管中央延伸至尾旋翼齒輪箱，尾旋翼齒輪箱再將動力轉向 90 度後直接驅動尾旋翼，主旋翼與尾旋翼傳動比 1：6.55。

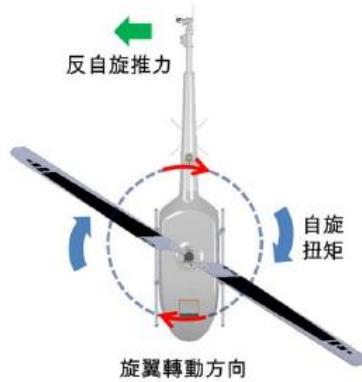


圖 11 自旋扭矩示意圖

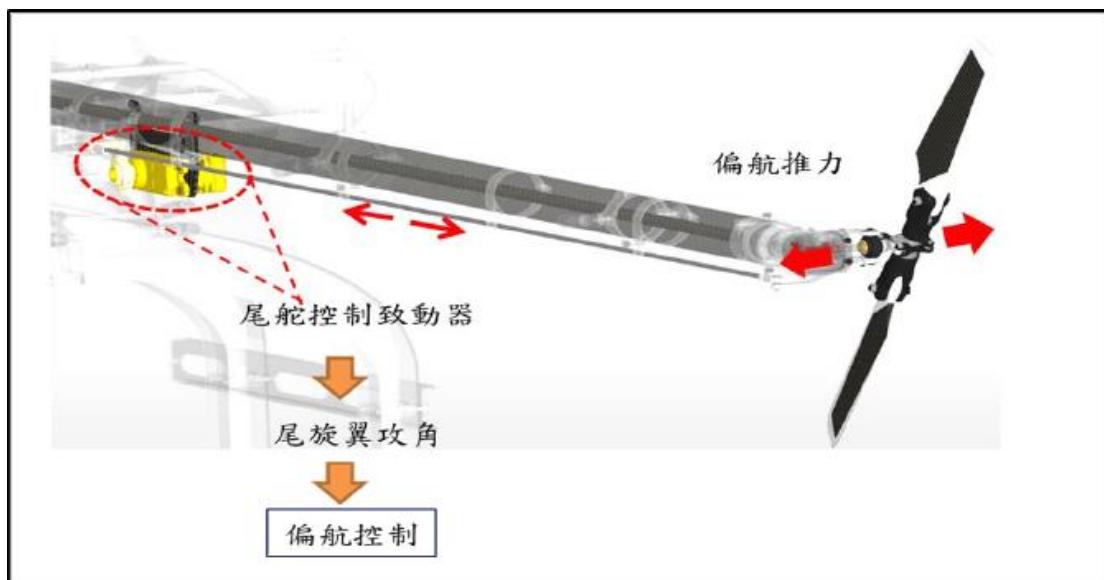


圖 12 偏航控制與尾旋翼控制機構示意圖

尾旋翼組件中，尾旋翼轂藉由尾旋翼攻角控制滑座組（以下簡稱滑座組，如圖 13）之變距連桿連接 Y 型座，Y 型座帶動軸套於滑座內緣兩軸承間運轉。經伺服器拉動變距輸入臂，推動滑座組於尾旋翼軸上往返移動，使尾旋翼攻角產生相對應的角度變化，以產生平衡推力，如圖 14 所示。

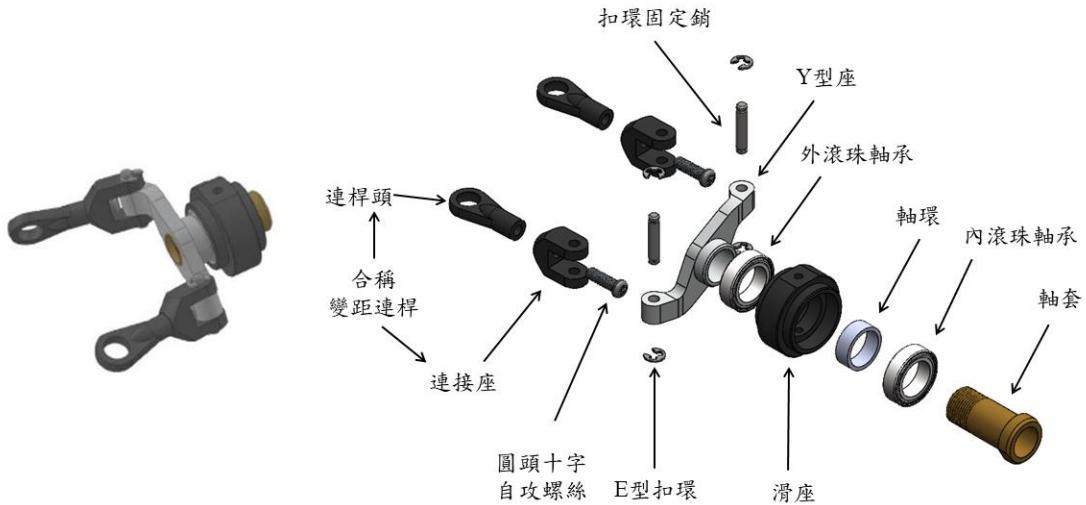


圖 13 尾旋翼攻角控制滑座組零件組合及分件圖

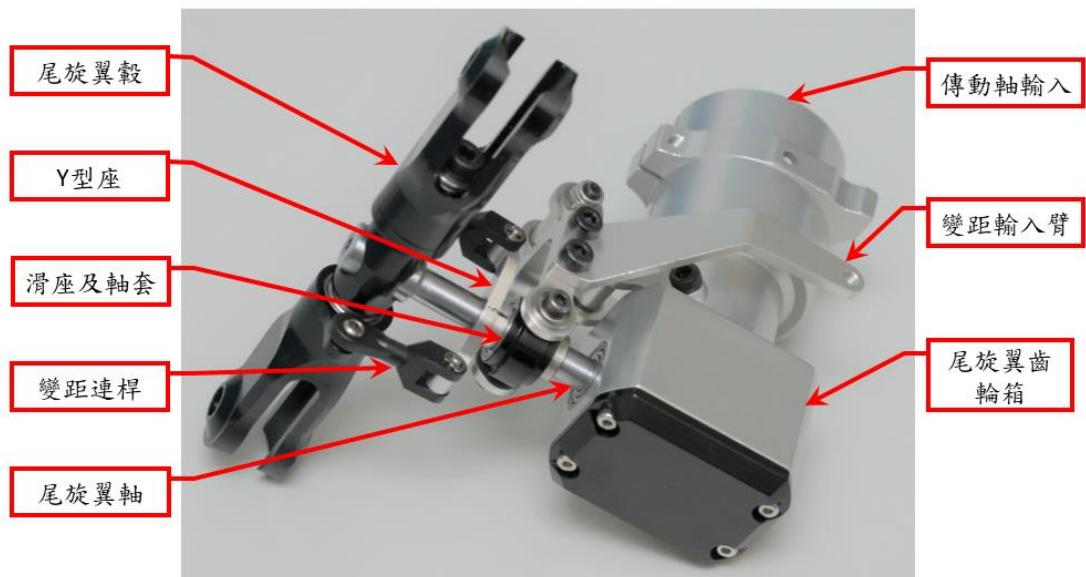


圖 14 該型機尾旋翼組件

事故前該機曾於 112 年 1 月進行維修，其尾旋翼組件已更換為田屋提供之新品。檢視事故機已完全脫離之尾旋翼組件，尾旋翼齒輪箱內部機件正常，組件損壞情形如圖 15 所示，其中滑座組無法轉動，兩支 ABS 強化塑膠材質之變距連桿斷裂，其中一支之連桿頭已於事故時飛脫遺失（如圖 16），僅存之斷裂變距連桿經高倍顯微鏡檢視，斷裂面呈現約 45 度角破壞之現象（如圖 17）。

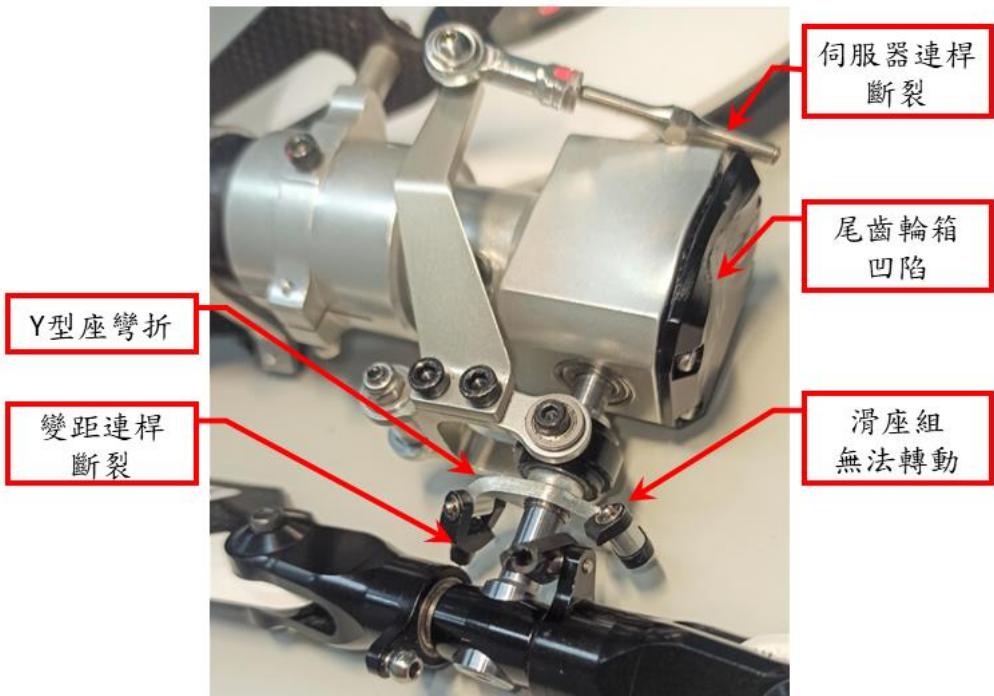


圖 15 事故機尾旋翼組件損壞情形



圖 16 事故機變距連桿



圖 17 變距連桿損傷情形

拆解滑座組組件，可發現滑座與軸套卡住而無法運轉，將 Y 型座移除後，滑座與軸套亦無法順利轉動，相關零件檢測結果如下：

### (1) 滑座

滑座材質為經陽極化處理之鋁合金，透過高倍顯微鏡的檢視，靠近內軸承位置發現大量粉屑沉積，靠近外軸承位置亦有大量粉屑沉積並有磨擦痕跡，如圖 18 所示，進一步檢視滑座中段接近軸環的位置區域，靠近外軸承的位置有嚴重的磨損破壞痕跡，並有大量粉屑殘留表面，透過掃描式電子顯微鏡/能量散射光譜儀（Scanning Electron Microscope, SEM/Energy Dispersive Spectrometer, EDS）進行分析，粉屑大多為鐵與鋁的成分。另檢視該零件加工設計圖面，滑座內徑直徑設計為 8.7 公釐，製造公差為 0.1 公釐，惟事故機零件量測為 8.5 公釐。



圖 18 滑座兩側照片

### (2) 滾珠軸承

滑座組包含 2 只滾珠軸承，卸下後檢視軸承皆可正常運轉。每只軸承內部各含 9 顆滾珠，滾珠直徑介於 1.182 至 1.192 公釐，表面無明顯摩擦受損痕跡；檢視軸承內環及外環上的滾珠滾道，亦無明顯摩擦受損痕跡；但在內環的內圈區域，可發現有金屬摩擦的痕跡，如圖 19 所示。

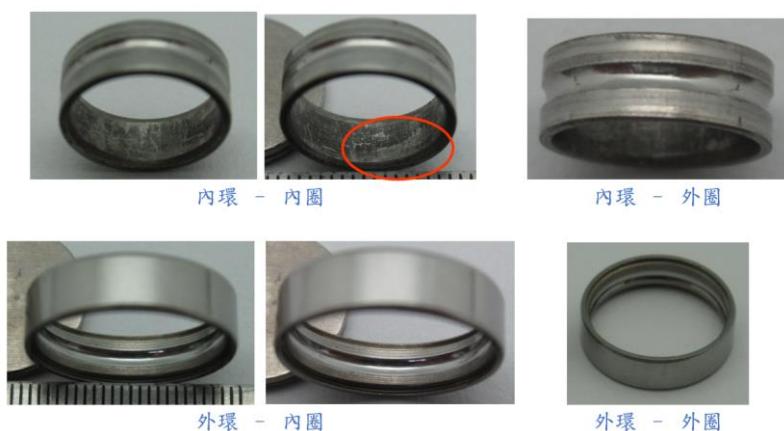


圖 19 軸承內環、外環與滾道檢視圖

### (3) 軸環

透過高倍顯微鏡檢視，軸環靠近外軸承的內外圈有明顯磨損破壞情形，如圖 20 所示。另使用 EDS 對軸環的新品與事故件進行比對，大部分的成分均為軸環本身的不鏽鋼材質，惟事故件上多了鋁的成分。

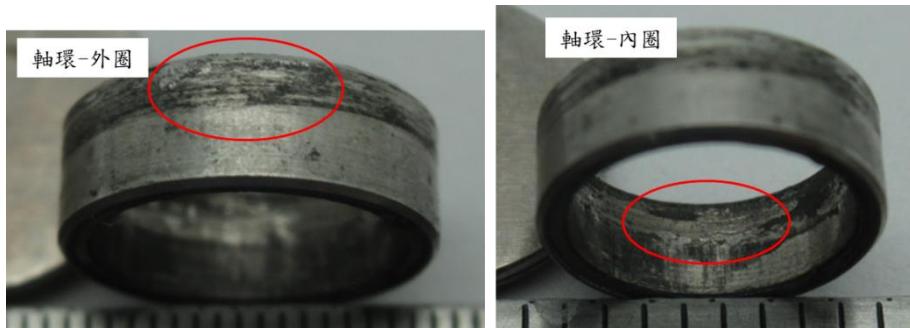


圖 20 軸環靠近外軸承側內外圈損傷情形

### (4) 軸套

透過高倍顯微鏡檢視，軸套在外軸承與軸環交接附近位置有嚴重的磨損破壞情形，如圖 21 所示。透過 EDS 對軸套的新品與事故件進行比對，新品與事故件符合 SUS 303 不鏽鋼材質，而磨損破壞的區域，其粉屑部分可偵測到鋁的成分。

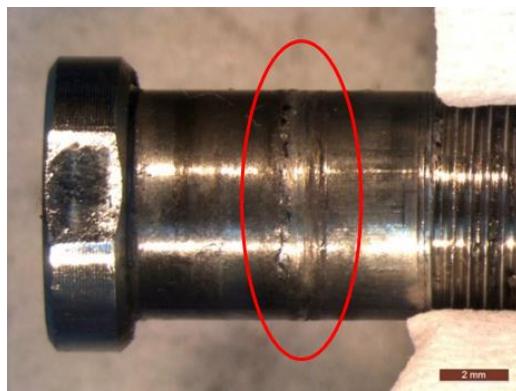


圖 21 軸套接觸面損傷情形

### (5) Y 型座

材質為鋁合金，事故機 Y 型座兩側連接臂均呈彎折變形，經檢視係遭受超出其材質所能承受之最大扭力而扭曲變形，如圖 22 所示。

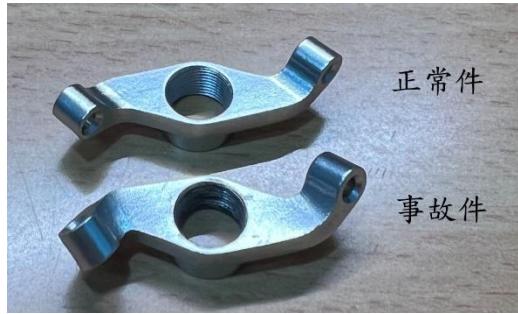


圖 22 Y 型座變形比較圖

綜合以上零件檢測結果發現如下：

- (1) 檢視滑座設計圖，包覆軸環的區域直徑為 8.7 公釐，經量測事故件中之滑座，其內徑只有 8.5 公釐。由於軸環的外徑為 8.5 公釐，導致兩者出現緊配現象，一經轉動，將無法避免零件相互干涉及磨損。
- (2) 透過顯微鏡與 EDS 觀察，滑座、軸環、軸套與軸承可發現有金屬摩擦的痕跡，並有大量鋁、鐵粉屑殘留。

### 3.5 製造廠技術通報

本案於拆解事故機滑座組時，發現滑座內徑為 8.5 公釐，與設計圖內徑 8.7 公釐不同。田屋表示：舊型滑座內徑尺寸原為 8.5 公釐，已使用數年，與軸環外徑相同，製造之公差皆為 0.1 公釐，加工製造後，實際尺寸皆介於 8.4 至 8.6 公釐之間，組裝時兩者需挑選合適的尺寸搭配，故可能會遇到不容易裝配，或是組裝後旋轉不順暢的狀況，經組裝產線反應後，於 111 年 4 月將滑座內徑進行設計變更，加大 0.2 公釐（變更至 8.7 公釐）以排除此問題。對於使用舊滑座的無人機與已製造完成之組件備品，田屋認為係合格出廠的產品，將待使用達汰換週期時更換。

另田屋依據調查發現於 112 年 3 月 6 日發布技術通報 ATB-2303001，預防性更換海巡署其餘 19 架同型無人機之滑座組。經檢測換下之舊件，有 14 架使用舊型滑座，其中有 2 架之變距連桿有明顯裂紋，累計飛時分別為 160.7 及 187.8 小時。經查該型機系統維保作業手冊，關於尾旋翼控制連桿組（含軸承），海巡署應於飛行前、後檢查尾旋翼控制組座與尾旋翼軸滑動是否順暢，維護商應於每 50 飛行小時進行檢查維修、300 小時更換零件。

## 分析：

本次事故相關人員具備合格證照，無證據顯示人員之生理及心理與本次事故有關；事故機於自動模式飛行時變距連桿斷裂，期間 FCC 皆依據該機姿態輸出正確的指令信號進行修正，但該機未依指令執行動作；操作人切換飛行模式為手控模式後，亦無法控制該機，顯示 FCC 之功能及操作人之操控正常。

經比對事故機 FCC 與 GCS 軟體資料，該機於墜毀前出現姿態異常且航向偏擺，其尾舵控制伺服器全輸出且來回變換；透過影像發現事故前滑座組的變距連桿已消失，導致尾旋翼無法產生推力，以平衡主旋翼旋轉造成之反作用力，致該機偏轉失控。依據殘骸檢視與測試結果顯示，除尾旋翼故障外，其餘機體結構之損壞皆為失控後產生碰撞解體及墜地後造成。以下分別就尾旋翼變距失效分析、遙控無人機製造與品質管制分析如後。

### 1. 尾旋翼變距失效分析

由事故機尾旋翼組件影像紀錄，0937:18 時變距連桿狀態正常；0939:44 時進入失控偏轉後，發現變距連桿消失，顯示當時尾旋翼與滑座組已無連結，尾旋翼攻角控制失效，無法平衡該機主旋翼旋轉產生之扭矩。

依據 FCC 及 GCS 紀錄資料，該機起飛後至 0939:36 時之前皆維持正常航線飛行，0939:36 時至 0939:44 時左右姿態開始無法維持，期間 FCC 曾將左右滾轉控制修正指令加到最高，然該機姿態恢復短暫穩定時，機鼻與前進方向仍帶有向左 20-30 度之偏航角，顯示 FCC 輸出之修正指令無法有效操控該機姿態，可能原因為當時變距連桿已受損變形或斷裂，致尾旋翼平衡扭力之推力不足。

經檢視事故機尾旋翼組件，尾齒輪箱內部機件正常，滑座組之 Y 型座彎折、變距連桿斷裂、滑座組無法轉動。初步拆解滑座組組件，滑座與軸套卡滯而無法運轉，將 Y 型座移除後，滑座與軸套亦無法順利轉動。將滑座組所有零件拆解檢測，發現 2 只滾珠軸承無明顯摩擦受損痕跡，功能正常；滑座內緣靠近外軸承位置、軸環靠近外軸承的內外圈，以及軸套在外軸承與軸環交接處附近，皆有嚴重的磨損破壞情形，並有含鋁、鐵的金屬粉屑殘留表面，與滑座內緣、軸環、軸套與軸承接觸摩擦。

尾旋翼旋轉時，藉由變距連桿連接 Y 型座，Y 型座帶動軸套、軸環與兩軸承內環（以上為滑座組轉動件）共同旋轉（滑座與兩軸承外環不旋轉）。事故機滑座組的軸環外徑尺寸與滑座的內徑同為 8.5 公釐，軸環於侷限空間下運轉，可能造成以下異常情形：

- 軸環無足夠運轉空間而與滑座內緣摩擦產生金屬屑造成阻力。
- 軸環受滑座干涉牽引，而與軸套摩擦產生金屬屑造成阻力。

- 軸環如與滑座干涉無法順暢運轉時，可能與兩側軸承內環摩擦造成阻力。

事故機軸環外徑與滑座內徑尺寸差距極小，當零件加工精度以及組裝精度不良時，組合件於運轉過程中易發生振動偏移，導致零件相互干涉而運轉不順，造成運轉阻力過大而磨損，進而使軸套與連動之Y型座無法轉動。

機構傳動正常情況下，動力由主旋翼向尾端傳遞後，帶動機件順序如下：



滑座組由內外軸承、滑座、軸套、軸環及Y型座組成，滑座組之轉動件經由變距連桿調整尾旋翼旋轉中之攻角；當轉動件無法順利轉動時，變距連桿（塑料零件），一端承受尾旋翼旋轉拉力，另一端承受來自滑座組內部阻滯力量因而斷裂，造成尾旋翼機構失效及損壞情形順序如下：



## 2. 遙控無人機製造與品質管制

依據該型機系統維保作業手冊，尾旋翼控制連桿組（含軸承）應於每 50 飛行小時進行檢查維修、300 小時更換零件。然事故機於 112 年 1 月初更換田屋提供之尾旋翼組件新品後，於 1 月 13 日飛行 16 分 35 秒，事故當日飛行約 26 分鐘，累計飛時 42 分 35 秒即發生滑座組無法轉動致變距連桿斷裂；另於事故後預防性更換海巡署其餘 19 架同型無人機滑座組，發現 14 架使用舊型滑座之無人機中，2 架之變距連桿有明顯裂紋，累計飛時分別為 160.7 及 187.8 小時，皆遠低於 300 小時之汰換週期。

舊型滑座內徑與軸環外徑同為 8.5 公釐，製造之公差皆為 0.1 公釐，故組裝時需選擇適當零件搭配，組裝時可能會遇到不容易裝配，或是組裝後旋轉不順暢的狀況，田屋經組裝產線反應後變更設計，將滑座內徑加大 0.2 公釐，以排除此問題。另田屋於零件設計變更後，認為使用中組件與已製造完成之備品，係組裝合格的產品，將待使用達汰換週期時更換，未進行設計變更後之更換零件評估，有造成運作中無人機組件失效之風險。

海巡署自 107 年建置該型無人機隊以來，便使用內徑 8.5 公釐之舊型滑座，至本事故前未發生類似事件。前述於事故後預防性更換其餘同型無人機滑座組，發現使用舊型滑座之無人機中，2 架之變距連桿有明顯裂紋，檢測其滑座運轉雖

尚稱順暢，但不排除於組裝後運轉初期較大阻力所導致。舊型滑座組之軸環外徑與滑座內徑尺寸差距極小，當零件加工精度以及組裝精度不良時，組合件於運轉過程中易發生振動偏移，導致零件相互干涉而運轉不順，造成運轉阻力過大而磨損，顯示田屋應改善其零件製造與組裝的品質管制。

#### 結論：

1. 本事故係因該機尾旋翼變距連桿於飛行中斷裂而無法控制飛行姿態，與飛航控制電腦及操作人之操作無關。
2. 該機滑座組可能因舊型滑座及其他零件製造與組裝品質不良，轉動中產生摩擦阻滯，使連動之Y型座變形及變距連桿斷裂，造成該機失控墜毀。
3. 事故前田屋因生產線組裝問題，修改設計變更滑座尺寸，但對於庫存與使用中舊型零件未進行更換評估，有飛航安全之風險。

#### 運輸安全改善建議：

##### 致田屋科技股份有限公司

加強遙控無人機設計、製造及組裝的品質管制，以及設計變更後對於庫存及使用中舊型零件適用性之評估<sup>3</sup>。（TTSB-ASR-24-07-001）

##### 致交通部民用航空局

督導田屋公司加強遙控無人機之設計、改裝，以落實對於適用檢驗基準之符合性<sup>4</sup>。（TTSB-ASR-24-07-002）

---

<sup>3</sup> 本項改善建議，係因應結論第2、3項所提出。

<sup>4</sup> 本項改善建議，係因應結論第2、3項所提出。