

# 國家運輸安全調查委員會

## 1130803 中運發協會 SA2022 超輕型載具 於屏東縣皆豪活動場地起飛時墜毀事故

調查報告編號：TTSB-AOR-25-04-001

發布日期：中華民國 114 年 4 月 30 日

### 一、事實資料

1.1 事故發生日期與時間：中華民國 113 年 8 月 3 日，約 1427 時<sup>1</sup>

1.2 事故地點：屏東縣高樹鄉皆豪活動場地西側檳榔園（詳圖 1.7-1）

1.3 活動場地與活動空域：皆豪活動場地，賽嘉超輕空域（詳圖 1.7-5）

#### 1.4 載具基本資料及毀損情況

所屬活動團體或專業機構：中華民國運動飛行發展協會<sup>2</sup>  
管 制 號 碼：SA2022  
檢 驗 合 格 證 號 碼：CAA-111-008  
發 證 日 期 / 有 效 日 期：民國 112 年 11 月 14 日/114 年 11 月 13 日  
製 造 廠 名 稱：Sling Aircraft  
載具類別/機型/機身序號：固定翼載具/Sling LSA/199  
製 造 日 期：民國 104 年 6 月 19 日  
引 擎 型 號 / 引 擎 序 號：Rotax 912 iS/7703363  
毀 損 情 況：載具實質損害

#### 1.5 操作人員相關資料與傷亡情況

操作人所屬活動團體或專業機構：中華民國運動飛行發展協會  
操 作 證 號 碼：Y000\*\*  
操作證類別/載具屬別/機型：教練/AP-5<sup>3</sup>/STOL CH701<sup>4</sup>  
發 證 日 期 / 有 效 日 期：民國 111 年 12 月 5 日/113 年 12 月 4 日  
機 載 人 數：2 人  
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> 事故載具所有人為麥格詹斯股份有限公司。

<sup>3</sup> AP-5 為最大平飛速度 140 公里/時或以上，陸地前三點之超輕型載具屬別。

<sup>4</sup> 教練操作證持證人可依載具屬別執行教練工作，不限機型。

## 1.6 天氣

事故時皆豪活動場地為晴天，附近中央氣象署高樹自動氣象站（位於事故地點北北西方 4.3 哩）與三地門自動氣象站（位於事故地點南南東方 3.1 哩）當日 1400 時之天氣紀錄為：西北風，風速 1 至 3 哩/時；溫度 35 °C。依據事故錄影資料，皆豪活動場地能見度 10 公里或以上，無雲幕，由風向袋研判當時為西北風、風速小於 3 哩/時。

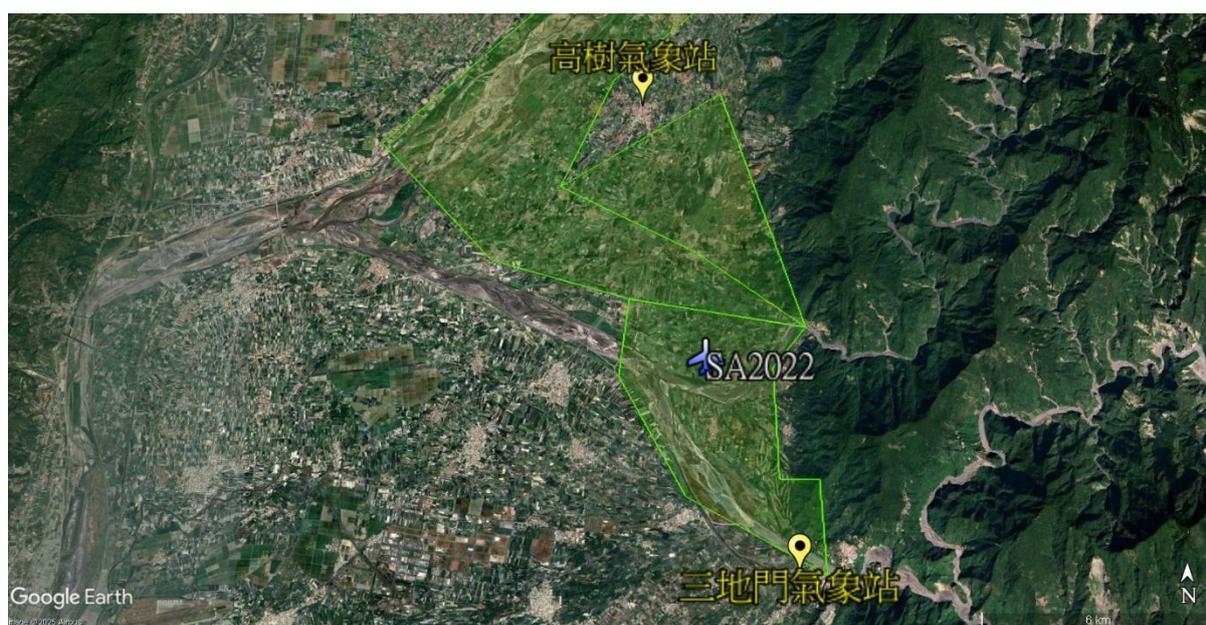


圖 1.6-1 事故載具與附近氣象站相關位置圖

## 1.7 事故說明

### 1.7.1 事故經過

民國 113 年 8 月 3 日，中華民國運動飛行發展協會（以下簡稱中運發）一架 Sling LSA 超輕型載具，管制號碼 SA2022，載有 1 名操作人及 1 名同乘人員，1426 時自屏東縣高樹鄉皆豪活動場地 26 跑道起飛；滾行至約跑道 2/3 長度時開始仰轉，將近全跑道時主輪離地。起飛離地後，載具沿跑道方向飛行約 15 秒後，開始向右偏轉，4 秒後向右滾轉且機頭朝下，再 5 秒後載具高度低於樹冠，墜毀於 08 跑道頭西側檳榔園內，載具遭受實質損害，機載人員未受傷。



圖 1.7-1 事故地點及飛航軌跡示意圖

## 1.7.2 基本資料

### 1.7.2.1 操作人

事故載具操作人為 61 歲男性，持有交通部民用航空局（以下簡稱民航局）核發之超輕型載具教練操作證，有效日期至 113 年 12 月 4 日。操作人飛行經歷均在民間社團，總飛時約 5,000 小時，事故載具機型飛時約 250 至 300 小時。依據操作人持有之 111 年 10 月 25 日「普通汽車駕駛執照登記書」<sup>5</sup>，體格檢查結果為正常。事故當日無酒測紀錄。

### 1.7.2.2 載具

事故載具為南非 Sling Aircraft 公司製造，型號 Sling LSA，具備民航局超輕型載具檢驗合格證。該載具為低單翼、單引擎、並列雙座機，鋁合金硬殼式機體結構，起落架為前三點固定式，檔案照片及三視圖如圖 1.7-2。

<sup>5</sup> 超輕載具操作人應持有依據普通小型車體檢認定標準，並經公路監理機關指定之醫療院所或教學醫院體格檢查合格之有效證明文件，或民航局核發之有效民用航空人員體格檢查及格證。



圖 1.7-2 事故載具檔案照片及三視圖

Sling LSA 有 5 個進氣口，分別為右側引擎進氣口、左右側座艙通風口及引擎艙冷卻進氣口 (圖 1.7-3); 於新機出廠隨附 5 只進氣口保護塞，用以防止異物侵入進氣道。



圖 1.7-3 事故載具進氣口位置

座艙儀表使用 2 部電子飛航儀表系統 (Electronic Flight Instrument System, EFIS)，分別為台灣國際航電公司 Garmin G3X-GDU460 (以下簡稱 G3X) 主儀表及 Garmin G5 備用儀表，其中 G3X 於內部記憶體可紀錄約 80 餘項參數，G5 安裝 micro SD 記憶卡可紀錄約 50 餘項參數，惟事故載具未安裝記憶卡。

燃油箱為機翼結構油箱，位於翼樑前方空間，左、右機翼油箱容量各為 75 公升，總容量 150 公升；事故載具最大起飛總重為 600 公斤，根據最近一次換證稱重紀錄為空重 425 公斤、重心 20.73%。依據中運發提供之「超輕型載具飛航紀錄」，本次事故操作人體重 70 公斤，同乘人員體重 75 公斤，載具燃油箱添加 35 公升 (約 25 公斤) 之 98 無鉛汽油，起飛總重為 595 公斤，重心 26.055%，允許重心範圍應界於 20%至 33%之間。

Sling LSA 飛行手冊之載具空速限制相關數據詳表 1.7-1，起降側風限制為 15 浬/時、起飛與落地滾行距離相關數據詳表 1.7-2。

表 1.7-1 載具相關空速限制

Speed		KIAS	Remarks
$V_{NE}$	Never Exceed Speed	135	Never exceed this speed in any operation.
$V_{NO}$	Maximum Structural Cruising Speed	110	Never exceed this speed unless in smooth air, and then only with caution.
$V_A$	Manoeuvring Speed	91	Do not make full or abrupt control movements above this speed, as this may cause stress in excess of limit load factor.
$V_{FE}$	Maximum Flap Extended Speed	85	Never exceed this speed unless the flaps are fully retracted.
$V_H$	Maximum Speed in Level Flight	118	Never exceed this speed in level flight, at MAUW.
$V_S$	Stall Speed	45	The aircraft will stall at this speed with flaps fully retracted, at MAUW in the most forward CG configuration and engine idling.
$V_{SO}$	Stall Speed in Landing Configuration	40	The aircraft will stall at this speed with full flap, at maximum all up weight in the most forward CG configuration and engine idling.

表 1.7-2 載具起飛與落地滾行距離

**5.2.1 Takeoff Distances**

Surface Type	Run Distance	Distance over 15m / 15ft Obstacle
Concrete/Tar	120 m / 395 ft	230 m / 755 ft
Grass	140 m / 460 ft	250 m / 820 ft

**5.2.2 Landing Distance**

Surface Type	Landing Distance with braking	Distance over 15m / 15ft Obstacle
Concrete/Tar	80 m / 265 ft	250 m / 820 ft
Grass	80 m / 265 ft	250 m / 820 ft

**1.7.2.3 引擎**

事故載具使用 BRP-Rotax 公司生產之 Rotax 912 iS 引擎，該引擎為 4 行程、水平對向 4 汽缸型式，電子燃油噴射供油，並具引擎管理系統(Engine Management System, EMS)，EMS 系統元件包含引擎控制單元 (Engine Control Unit, ECU)、感應偵測器、保險絲集線盒及系統線束，提供引擎點火控制、燃油噴射控制、故障自我檢測及交流發電機管理等功能。ECU 記憶體容量可存儲約 2 小時 60 餘項引擎運轉參數，以及約 400 小時之故障事件 (Errors/Events) 歷史訊息，運轉時產生之新數據將覆蓋最舊之數據。

Rotax 912 iS 引擎使用辛烷值 95 或以上之汽油，在標準大氣狀況下，最大起飛功率 (馬力) 為 73.5 kW (100 HP) / 5,800 rpm<sup>6</sup>，最大持續功率 (馬力) 為 69 kW (93.8 HP) / 5,500 rpm，慢車轉速約為 1,400 rpm；相關性能如圖 1.7-4。

該載具使用 Whirl Wind Propellers Corporation 製造之 3 葉片式碳纖維螺旋槳，葉片前緣包覆不鏽鋼薄片，型號為 GA-RW3B-70，槳距可於地面調整，螺旋槳旋轉方向由駕駛艙前視為順時鐘方向旋轉。

---

<sup>6</sup> kW：千瓦，為功率單位，HP：馬力，為英制功率單位；rpm：每分鐘轉數，為轉速單位。

**Performance data  
Engine 912 iSc/iS**

**Performance data for standard conditions (ISA)**

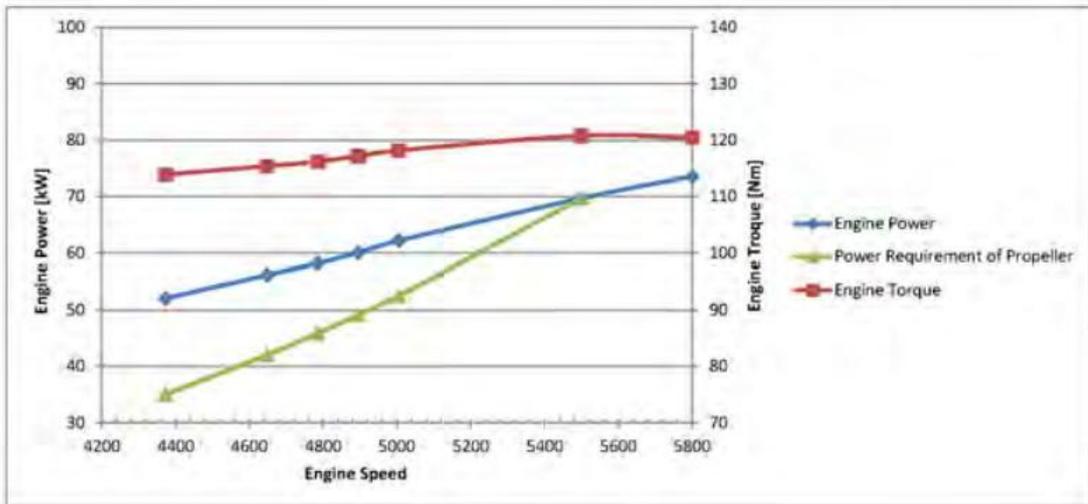


圖 1.7-4 Rotax 912iS 引擎性能圖

#### 1.7.2.4 載具檢驗及維修

事故載具於民國 104 年進口，由台灣飛行大玩家運動協會（以下簡稱大玩家）申請載具檢驗及試飛後，於 105 年 11 月 14 日核發載具檢驗合格證，管制編號為 JJ2007；其後該載具幾經轉手，於 110 年 11 月 14 日移轉至中運發，管制編號變更為 SA2022。

G3X 記錄該載具總飛行時數為 1,498.1 小時，引擎總使用時數為 1,487.4 小時；事故當日「載具維護紀錄簿」及「飛航紀錄簿」無異常記載，機體 50/100 小時檢查、引擎 25/50/100/200/600/1,000 小時檢查、服務通報 (Service Bulletin, SB) 執行情形均填寫完整，無異常登錄。

#### 1.7.2.5 活動場地

事故載具起飛之皆豪活動場地（詳圖 1.7-5）屬合法之超輕型載具活動場地，使用之活動團體為中運發、大玩家及中華航空協會，跑道為瀝青混凝土跑道，方向為 08/26，長度 300 公尺。

#### 1.7.2.6 活動空域

事故載具飛行之賽嘉超輕空域（詳圖 1.7-5），為民航局核定空域，使用

高度上限為 1,000 呎 MSL<sup>7</sup>/SFC<sup>8</sup>，該空域地勢較高部分，不受高度上限之限制，惟不得逾地面 500 呎，活動時間為每日之日出至日落。



圖 1.7-5 事故載具活動場地與鄰近活動空域

## 1.8 事故相關事實資料

### 1.8.1 事故現場勘查

事故地點位於皆豪活動場地 08 跑道頭西側約 500 公尺處檳榔園內（樹頂高度約 270±5 呎），座標 22°45'24.7"N、120°37'01.0"E，事故載具呈現約 45 度倒扣姿態，機腹朝上機頭朝下，駕駛艙前方引擎艙及前起落架扭曲變形，現場油箱破裂燃油滲漏有濃厚油氣，南側數棵檳榔樹上端遭外力撞斷或彎折，事故現場如圖 1.8-1 所示。該載具引擎進氣口前發現一只紅色保護塞，位置如圖 1.8-2。

<sup>7</sup> 除另有說明，本報告所稱「高度」為平均海平面高度（Mean Sea Level, MSL）。

<sup>8</sup> 地表（Surface, SFC）。



圖 1.8-1 事故現場載具位置圖



圖 1.8-2 保護塞發現位置

### 1.8.2 事故載具檢查

事故載具之檢視結果分 8 項說明如下（說明之編號對應如圖 1.8-3）：

1. 右機翼外側前緣破損，翼肋擠壓變形，翼尖整流罩破損，落地燈殼

破裂。

2. 右機翼內側上下蒙皮皺摺，翼肋鉚釘孔破裂位移，前翼樑朝機尾方向輕微彎曲，結構油箱破損滲漏。
3. 風擋破裂，儀表板脫離固定位置向機頭方向傾倒，G3X 機殼脫離儀表板。
4. 左機翼中外側前緣凹陷，蒙皮變形。
5. 機腹及機身中段凹折、蒙皮及機身框架變形。
6. 前起落架減震支柱凹折，機輪整流罩破損。
7. 引擎上下外罩均破裂，排氣管、線束、管路多處撞損，防火牆脫離機身結構。



圖 1.8-3 事故載具損傷情形對應位置圖

飛行操縱系統之副翼、升降舵由推拉連桿致動，方向舵由鋼繩致動；襟翼由電動馬達及推拉連桿致動；事故載具之副翼、升降舵及方向舵仍可操作，襟翼呈伸展下垂狀態，經比對同型 Sling LSA 襟翼致動器長度，事故載

具之襟翼係位於 10 度位置 (Position 1)。

1 至 3 號槳葉製造序號依序為 1559、1660、1661，1 號槳仍固定於槳轂，僅槳面擦傷，2、3 號槳自槳葉根部斷開，其中 2 號槳自槳身中段斷裂；3 片槳葉尖端及前緣均無撞擊痕跡，如圖 1.8-4 所示。



圖 1.8-4 事故載具螺旋槳葉片

引擎 8 只火星塞中心電極均呈現正常燃燒褐色；盤動螺旋槳檢測各缸均有壓縮行程，減速齒輪箱及引擎內部無異常聲響；磁性塞累積堆疊金屬屑小於 1 毫米，依據 Rotax 912i 系列引擎維修手冊 (Maintenance Manual, MM) 第 12-20-003 節內容：該磁性塞累積堆疊金屬屑應小於 3 毫米；檢視進氣濾芯無明顯髒污及阻塞物、節流閥開閉行程順暢、供油歧管及燃油增壓泵均充滿燃油；檢視燃油濾內部過濾織物層，無污染或阻塞物；冷卻液及潤滑油液面均位於正常範圍。

駕駛艙艙罩完好仍可前後滑移，前方風檔破裂，儀表板因受前方防火牆拉扯脫離固定位置，艙內及儀表板檢視情形如圖 1.8-5：

1. 油門手柄位於中段行程略靠 IDLE 位置，卡滯無法推拉。
2. 燃油選擇瓣位於右油箱位置。
3. 襟翼開關置於 UP 收上位置。

4. 主、輔燃油增壓泵均於 OFF（關斷）位置。
5. 引擎啟動關關置於 OFF（關斷）位置，鑰匙仍插在開關上。
6. G3X 外翻，線束尚連結顯示器背面。
7. 斷電器跳開 3 顆，由右至左分別為 AUX FLAP（備用襟翼控制）、BATT BKUP（備用電瓶）、EFIS 電源。



圖 1.8-5 駕駛艙內及儀表板檢視

### 1.8.3 引擎性能紀錄資料

依據 ECU 資料，事故及墜毀前無任何故障事件紀錄。以下擷取事故航次及上一航次起飛階段之油門位置、引擎轉速、歧管壓力、燃油流量及引擎進氣量 5 項數據（如圖 1.8-6）說明如下；前一航次於起飛階段，油門全開（100%）時，引擎轉速達 5,500 rpm，歧管壓力 99 kPa，燃油流量 160 公克/分，進氣流量 4,000 公克/分；事故航次同樣於起飛階段油門 100 %時，引擎轉速僅約 4,300 rpm，歧管壓力 75 kPa，燃油流量 77 公克/分，進氣流量 2,000 公克/分，事故載具油門推至 100%約 37 秒後，於 0.6 秒內由 100%拉回至 30%慢車位置，之後引擎停止。

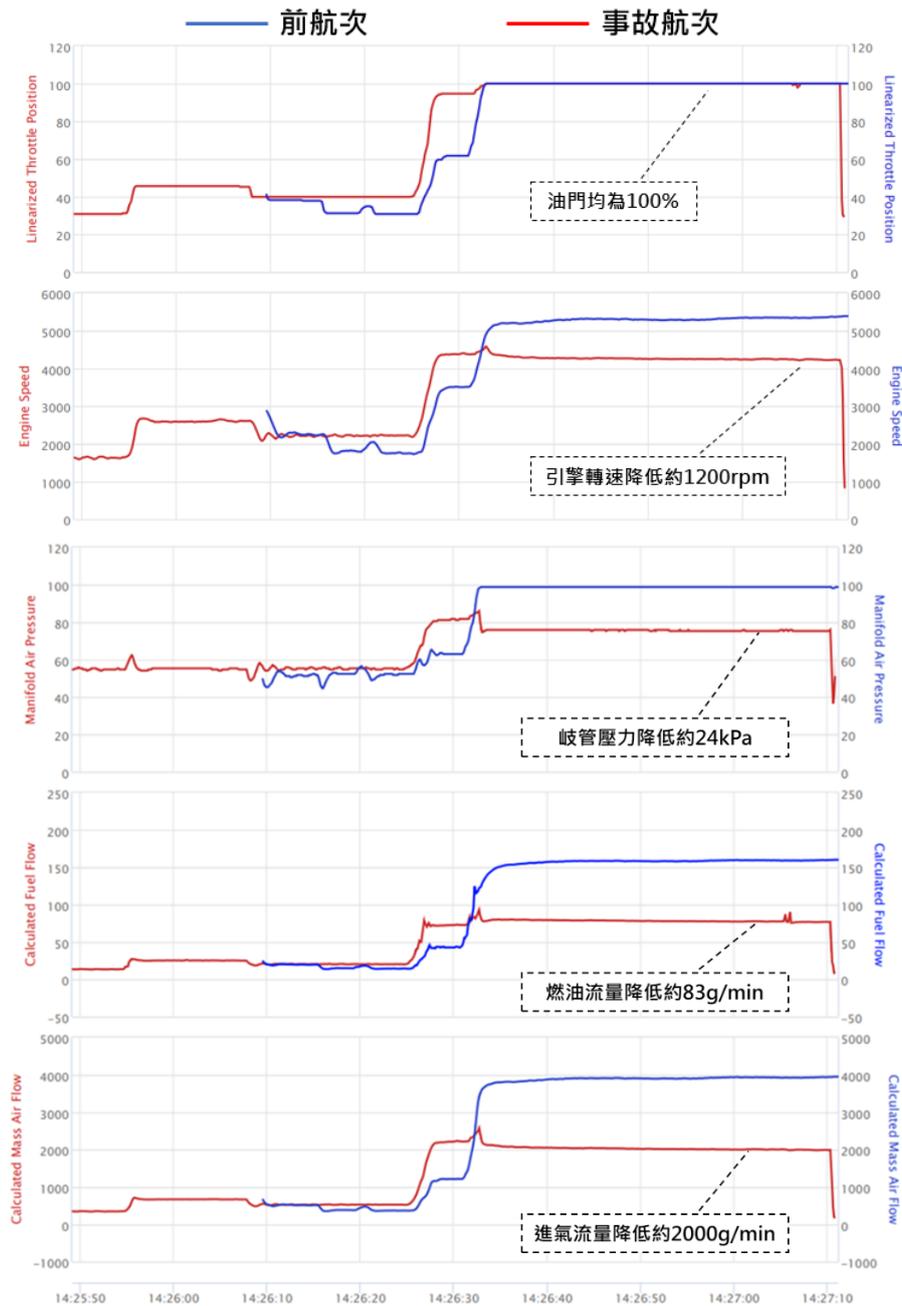


圖 1.8-6 事故航次與前一航次引擎性能比較

#### 1.8.4 引擎進氣口保護塞模擬測試

為模擬引擎進氣口保護塞未移除時之引擎運轉狀況，調查小組於皆豪活動場地將現場遺落之保護塞模擬塞入引擎進氣口，如圖 1.8-7，並於另一架與事故載具使用同款引擎之 Texan 型載具，模擬未移除保護塞情形下啟動引擎及以全油門高速滑行，測試結果引擎能順利啟動，4,000 rpm 以下無顯著動力異常現象，但於全油門時最高轉速未達 4,500 rpm。



圖 1.8-7 保護塞模擬塞入引擎進氣口示意圖

## 1.8.5 載具起飛操作與相關影像

### 1.8.5.1 載具起飛操作

由 G3X 飛航數據，綜整事故航次及其他航次起飛階段之引擎轉速、速度、高度及仰角資料如圖 1.8-8。圖中紅線為事故航次，綠線為一般航次，藍線為全油門至起飛離地時間較長的航次。

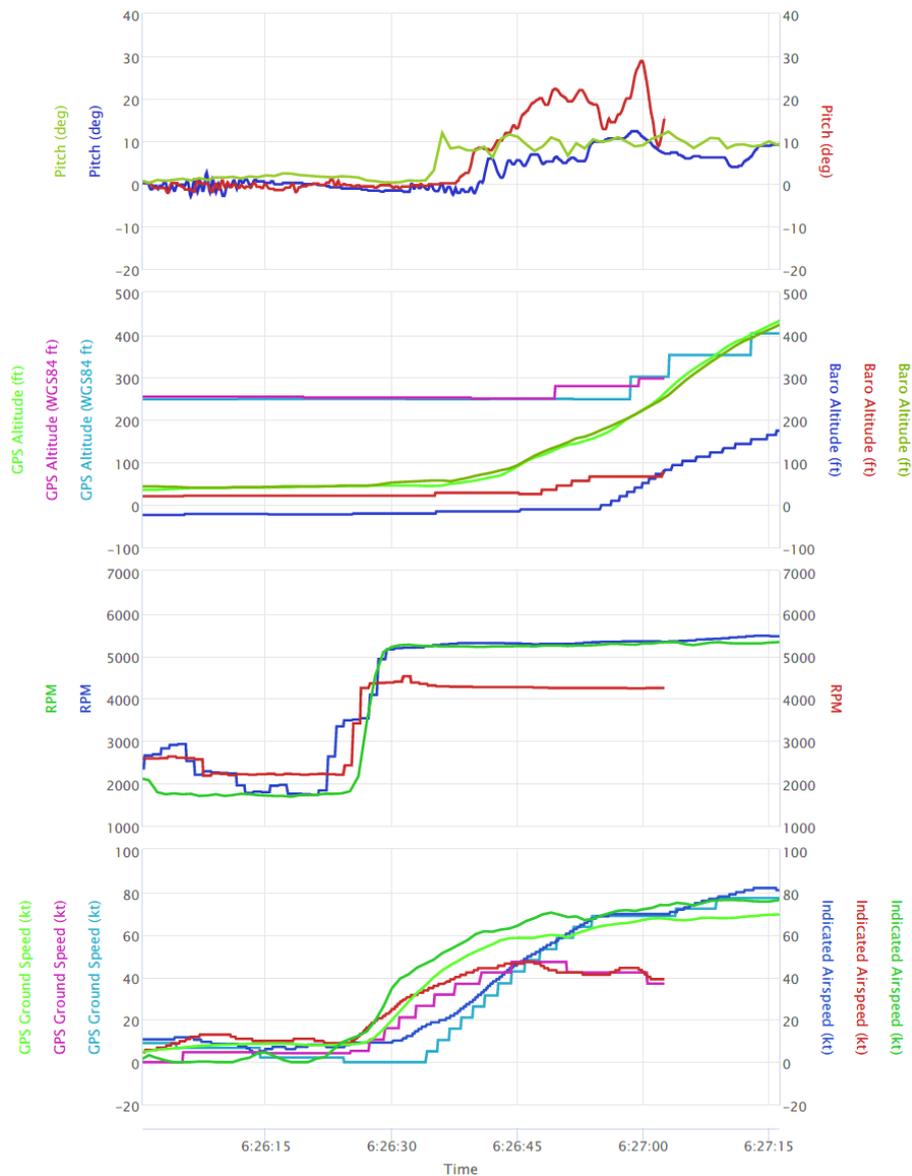


圖 1.8-8 G3X 所記錄之部分飛行數據

### 1.8.5.2 事故載具起飛相關影像

由活動場地監視器畫面得知，事故載具發動引擎後約 35 秒開始滑行，滑行路線為右轉向東，於草地沿平行跑道的方向，滑行至 26 跑道頭，並於 26 跑道頭附近停留將近 2 分鐘後，進入跑道滾行起飛。

該載具滾行至約跑道 2/3 長度後，可見事故載具開始仰轉，此時載具並未立刻離地，而是主輪持續與跑道接觸至將近全跑道後，主輪始離地（圖 1.8-9）。同乘人員友人所拍攝的影片亦顯示，該載具約於 26 跑道末端始離地。事故載具起飛離地後，沿跑道方向飛行約 13 秒，可見載具高度逐漸下

降，後經過 2 秒該載具仰角增加，高度再次增加且航向漸向右偏側（圖 1.8-10）；約在起飛離地後 17 秒該載具仰角減低，同時高度以較為明顯的速率開始降低；約於起飛後 24 秒，該載具向右滾轉後機頭朝下（圖 1.8-11），之後為樹冠所遮蔽。



圖 1.8-9 事故載具起飛離地影像



圖 1.8-10 事故載具仰角增加並向右偏轉影像



圖 1.8-11 事故載具向右滾轉，在機頭朝下前的影像

## 1.8.6 訪談摘要

### 1.8.6.1 操作人訪談

受訪者的飛行背景為民間社團，初期為無動力飛行，飛行時數約 1,000 至 1,500 小時。其後接觸動力飛行，飛行時數約 5,000 多小時，事故載具機型飛行時數約 250 至 300 小時。原為大玩家會員，之後加入中運發，目前也是中華航協的會員，共加入三個協會。自有的超輕型載具有 2 架 STOL CH 701、1 架動力飛行傘。受訪者表示沒有任何用藥，沒有慢性病，生活正常，也沒有飲酒習慣，事故前三天休息充分。

事故載具有 5 個保護塞，以及 1 個空速管套；受訪者為前一日該載具最後 1 航次操作人，做飛行後檢查，清潔載具，等引擎降溫完畢，再將所有保護塞塞好。

事故當天上午受訪者曾以另一載具 STOL CH 701 飛行 2 航次，下午事故飛行為當天該載具的第 1 航次，1420 時起飛，受訪者表示很早就在機棚做好飛行前檢查，當時只看到空速管套在機上，並沒有看到其他的保護塞，所以僅將空速管套拿掉。受訪者的習慣是飛行結束後，一定會將所有保護

塞裝上，若因引擎需繼續散熱而未裝上其中兩只，則會特意留置於引擎罩上提醒其他操作人，但這只是個人提示其他人保護塞還未移除的做法，並非是一個規定。

滑行至試車區後，按照檢查卡測試皆正常，獲得許可就進入跑道；接著是起飛前檢查，主要是看引擎的運轉、機油壓力、磁電機檢查。完成後以全油門起飛，轉速、速度、聲音正常就離地，當時天氣是疏雲、能見度超過 10 公里、微風，風向袋幾乎不太會動。

當航次離地進入爬升階段的情況有異於平常，在起飛過程中感覺與平常相同，推力轉速都正常，開始滾行時引擎轉速到 5,000 rpm，加速到 40 哩/時的距離並沒有比平常長，都一樣，大約在接近跑道 1/2 的位置，空速 40 哩/時鼻輪離地，50 哩/時主輪離地，50 哩/時以後空速增加很慢，跑道快用完了，就感覺不太對，平常應該有 65 哩/時，但當時只有 55 哩/時。因為活動場地狀況不足以安全迫降，所以繼續爬升，受訪者表示並沒有帶桿太多，因為知道會導致速度更低，是以盡可能維持空速。而為了要通過障礙電線、電桿和路旁的樹，可能有帶了一下桿，結果讓速度降低。那個時間點地表都是不利於做平坦的迫降，過了樹，有一邊比較淨空，所以就稍微彎了角度，而後續到了樹林區也沒辦法提供較佳的升力，大概都維持在樹梢高度，只能盡量撐久一點，那時有看一下空速大約 50 哩/時出頭，後面就注意障礙物沒有再看空速，當時認為能夠撐到一個地方可以慢慢爬升飛回來，因為剛好在地障上緣，但後面到檳榔園可能不利爬升，就在那裡擦撞下去。在過程中，並沒有改變載具的外型。

受訪者表示該載具襟翼有 3 段，當時起飛是在第 1 段，前段加速、引擎轉速正常，無任何抖動；當仰轉離地進入得速爬升階段，就感覺加速性及爬升率不夠，不敢多帶桿，看轉速只有 4,820 rpm，沒有太多的動力，但也不是很弱的動力，像順風起飛。受訪者表示過去也曾在 STOL CH701 機型於執行落地重飛課目時遇到類似問題，當時油門不小心被學員鎖住，全油門引擎轉速只有 4,800 rpm，但還能維持空速及緩緩爬升，在爬升至安全

高度及位置後找出了問題，將油門解鎖後就恢復正常。

關於放棄起飛，受訪者表示事故載具因為重量較重，煞停風險較高，因為跑道只有 300 公尺，再 100 公尺外有鋼骨，而且是下坡，載具重的情況下，不太希望練習這個項目。

受訪者表示事故載具在失速時不會有警示音；一般飛行時，會注意速度是否有達到  $V_x$ （最佳爬升角速度）， $V_y$ （最佳爬升率速度），若速度不到會要先建立速度而不是爬高度，所以正常情況下不容易失速。教學時，教練會示範不帶動力失速改正以及帶動力的失速改正，學員則是要練習及考核不帶動力失速。不帶動力的失速，一般先進入慢飛，油門收到約 3,700 多 rpm，減速的過程將襟翼逐段放出，最後再逐漸減少油門，直到高度不能維持，機頭開始下沉，開始做改正動作，鬆桿機頭降低，建立速度後補油門，再將襟翼逐段收上，恢復正常飛行。帶動力的失速由教練示範，這也是考教練證的項目之一。超輕型載具帶動力很不容易失速，且攻角會非常大，一般來說是引擎 4,600 rpm，將載具帶到感覺快要不受控制，氣流顫振，就鬆機頭，建立速度然後爬升。

關於檢查表，受訪者表示，過去是在網路上找到一些玩家自製，很簡單扼要的檢查表。到後來接觸到 Sling 這種制式的載具，發現檢查表比較正式，重點都列在表上，這是要對載具非常了解的人才會有辦法寫出來，很有參考價值。

#### 1.8.6.2 協會教練訪談

受訪者為協會常務理事，也擔任教學組負責人，教學組之目標是希望將有興趣想要教學的人，達到教學標準化，不同教練不會有差異，協會中目前有教練證的會員約 10 餘位，有 3 位在教學，另有兩位考核人員。事故操作人加入中運發前已持有教練證，依據超輕型載具管理辦法，陳報民航局加簽其他協會，目前跨協會的人不少；持有教練證的會員中，若有意願教學，就會再經上課訓練，課程中包含試教試講，抽選主題後上台試教，若達到標準便可擔任教學的工作，教學的教材也使用同一套簡報，目的即為

教學標準化，事故操作人是第一位經過此程序的教練。目前該程序尚未編入活動指導手冊，希望以後可以變成標準。

受訪者表示當天也在現場，早上飛行 1 小時，有看到事故載具停放在機棚中。中午用完餐返回活動場地，進場地大門時，剛好看到事故載具起飛。當時該載具的航線與平常沒有差別，但起飛後的攻角特別大，高度沒有平常那麼高，大約只有六七層樓。引擎的聲音也不同，平常的聲音大且尖銳，但當時聲音沒有那麼大聲。受訪者表示當時覺得載具狀態不對，可能會有危險，接著看到載具往右翻一圈掉下去。受訪者表示由他的觀點，這次的事故是失速造成，受訪者事後詢問事故操作人當時的狀況，操作人表示是動力不足。但受訪者表示，操作人是超輕型載具的教練，以受訪者的認知，操作人有足夠的知識與技能，知道在載具速度不足時應該如何處置，應不至於會飛成事故時的狀態。

協會會員在做機外檢查時，會依照機上的機外檢查表，耗時大約 15 分鐘。受訪者表示其每天第 1 航次飛行的機外檢查時，會依照檢查表逐項檢查；若之後航次是緊接著飛，則就對載具做 360 度繞行較快速的檢查，不會逐項做。就其觀察，協會會員大部分都是這樣操作。

而載具的保護塞、保護套，在飛行前會逐項檢查然後拆除；每日飛行結束，推回機棚冷卻後就全部塞上。若在飛行後，只是短時間即接飛下一段飛行，就只將空速管套上；若不確定之後是否有其他人要飛行，則是除了前方散熱口外，其餘全部塞上，待冷卻後再將散熱口塞上；若是在冷卻完成前需要離開，散熱口就不塞。這些保護塞保護套卸下後，一般放在機棚兩側的櫃子上，並沒有固定放置的位置。

起飛前的程序，需要做引擎試車檢查，將引擎轉速加到 4,000 rpm，然後檢查左、右點火，檢查時，轉速的降低不能超過 300 rpm。而左右點火間轉速降低的差距不能超過 120 rpm。

起飛時，煞車踩住將油門推推到最大，這個時候檢查轉速要超過 5,000 rpm，沒有超過就不能起飛。之後鬆煞車加速到 45 哩/時，帶桿起飛。就受

訪者的經驗，協會中另一架 sling 機滾行到跑道一半就可以帶桿起飛，事故載具比較重一點，一定會超過一半，可能到跑道三分之二前可以帶桿起飛。過去曾經會用跑道鋪面外的草地部分起飛，但有會員認為如此在經過草地與鋪面交接處會損傷鼻輪，之後就不再如此。起飛之後，會先減低仰角使載具加速至最佳爬升角速度 65 浬/時，待超越障礙物之後再收起外型，加速到最大爬升率速度 72 浬/時。以受訪者的經驗，協會中的兩架 Sling 機，一架大約在跑道用完前就可以加速到 65 浬/時，但事故載具會要過跑道頭後才會達到。

受訪者表示曾有兩次放棄起飛的經驗，一次是許可起飛後滾行期間忽然發現有另一架載具橫越前方起飛航線；另一次是帶學員進行連續起降訓練，學員觸地位置後的剩餘跑道不到三分之一，受訪者認為後續起飛會有風險而接手操作終止起飛。受訪者表示除了前述起飛後可能不安全外，引擎轉速未超過 5,000 rpm、滾行時無法保持中線也會考慮放棄起飛。

受訪者過去的經驗中，並未在一般飛行中遭遇失速，僅有在訓練為目的進行失速改正。受訪者認為因為扭力的緣故，Sling 機在失速時大概會向左翻轉。失速相關訓練並未列在學科教材，而是在飛行訓練中。判斷載具接近失速的方式，受訪者表示其本人或是教學生時都是看載具儀表的攻角指示器，這個指示器平常不會出現，只有在攻角特別大的時候會出現，而在更接近失速的時候，機體就會產生顫振，除此之外就沒有其他失速警告。除非是要體驗失速的狀況，不然都是在失速的第一個徵兆出現，就進行改正動作，即推桿減低俯仰角並且使用全油門加速；此時兩翼若非水平，就使用方向舵調整，避免嘗試使用副翼將機翼擺平。

協會中關於載具交接、飛行事務以及機務問題，受訪者表示，協會中飛 sling 機的會員有一個群組，若發現載具有任何問題會在上面提出，請下一位特別注意，這群組裡提出的是與機務有關，包含載具要進行固定的維護保養，機務人員也會在群組上提出。而關於載具正常狀況下的一些狀態，如有沒有塞保護塞這類的就不會提。協會目前的管理是以載具為單位，每

架載具的方式可能會有所不同，協會並不會干涉。

### 1.8.6.3 協會機務人員訪談

受訪者曾於美國大學主修航空維修管理及學習飛行，飛行時數約 20 餘小時，亦曾於南非學習動力飛行傘，並於其他協會取得民航局核發之超輕型載具普通操作證，累積飛時約 200 多小時。目前於協會中擔任機務工作，負責協會載具的多數維修保養，以及配合民航局驗機的缺失改正，與其後的報告及結案。

受訪者認為事故操作人個性屬於較為小心的性格，與他的關係良好，在機棚工作會相互協助。該操作人擁有超輕型載具，也幫別人帶飛行教學，協會成立時，該操作人是第一位被選為協會教練，因為他個性相當謹慎。由受訪者過去與該操作人一同飛行的經驗，該操作人飛行時檢視儀表的順序與重點，與其過去美國飛行訓練所教授的有所差異。

受訪者表示，當日事故前未到飛行場。事故飛行在紀錄簿上是第一航次，飛行前檢查是由該操作人執行。受訪者提到機棚內正在進行另一架載具的維修，事故當日回到機棚後，見到受訪者工作桌上有一個空速管保護套，並未與其他保護套放在一起，與平常不一樣，但因為協會並未規定保護套放置的位置，雖然覺得奇怪但也沒有進一步想法，直到次日檢視事故現場時發現有一個保護塞掉在事故現場，而覺得該操作人事故前是否較為匆忙而任意放置保護塞。受訪者表示，載具飛行後推回機棚會以電扇散熱，飛行後檢查時，不同的操作人可能會因為之後是否有人接飛，而做不一樣的處置，但載具放置時間長短每個人的想法不同，因而保護塞/套裝上與否沒有一定標準。不過不管前一位操作人飛行後檢查如何執行，保護塞/套是否裝上，飛行前應該還是需要完整作一次機外檢查。

在協會飛完後，會使用具有定時開關的電扇為載具散熱，操作人作完飛行後檢查後就會離開。直到下一位使用者要飛行前，才會作飛行前檢查。受訪者表示若起飛重量接近最大起飛重量又同時氣溫較高時，會執行短場起飛的程序，一般狀況正常起飛即可，不用全部跑道，一半即可起飛。對於

短場起飛的程序為踩住煞車後將油門推到最大，待引擎轉速達到 5,200 至 5,300 rpm 後，放煞車滾行。離地後加速收完兩段外型，待速度到達最大爬升角速度 65 哩/時後維持速度到脫離所有地障，再加速至 75 哩/時的最佳爬升率速度，繼續爬升到巡航高度。關於仰轉速度，受訪者表示依據手冊為 45 哩/時，但過去曾使用 40 哩/時，因此有部分會員仍使用 40 哩/時作為仰轉的速度。關於放棄起飛的決定，受訪者表示，這一型的載具加速相當快，在皆豪活動場地單人時不用一半跑道就能起飛，他個人的標準是到跑道一半要能到仰轉速度的 70%，也就是約在 30 哩/時左右，若沒有就放棄起飛。而根據受訪者的觀察，協會中普遍並沒有這樣的觀念。

關於協會的兩架同型 sling 機是否有失速警告，受訪者表示載具本身並未有失速警告，但載具上所裝配的 G3X 有失速警告。但因為是整合式的航電系統，失速警告是經由民航頻率無線電線路傳遞，但在國內超輕型載具不能使用，會另外裝配業餘無線電系統，所以沒有辦法接收到失速警告，若要轉接會需要裝置很複雜且相對昂貴的配備，超輕型載具並未要求裝置失速警告設備，因此沒有裝配。但 G3X 的狀態儀在載具攻角較大時，會出現一個攻角指示器，指示器會有綠色、黃色及紅色的區域，一般操作大概都在黃色區域以下，要進到紅色區域一般是做無動力失速練習時才會出現。

關於學科訓練，受訪者表示，相較於美國與南非相關學科課程都有制式的教學大綱，國內在這部分比較不完備。而關於失速的改正訓練，受訪者表示這是基本科目，在接近失速的時候，載具會有顫振，事故載具因為裝有渦流產生器，大約在 35 至 40 哩/時會有較明顯將要失速的跡象，改正方式為將仰角降低加速；若是有動力的失速，則要注意載具姿態是否協調，避免進入失速及螺旋。

以受訪者的角度，認為台灣超輕活動素質較難提高的原因是語言障礙，載具、引擎、航電的相關軟硬體操作手冊都是英文，一般人很排斥去看相關手冊。

## 1.8.7 飛行操作程序與檢查表

依據調查小組所取得資料，中運發於事故載具所執行的飛行操作程序可見於兩項文件，分別為飛行手冊<sup>9</sup>（Sling LSA Pilot Operating Handbook, POH）以及協會置於載具上，載具所有人自行製作的檢查表(如圖 1.8-12)。該自製檢查表有英文及中文兩個版本，中文版本呈現方式為各程序的中英對照；兩者內容除了英文版中另有記載一些操作限制，如速度及油溫、油壓等外，其餘大致相同。中英文版本除了正常程序外，亦包含部分緊急程序。

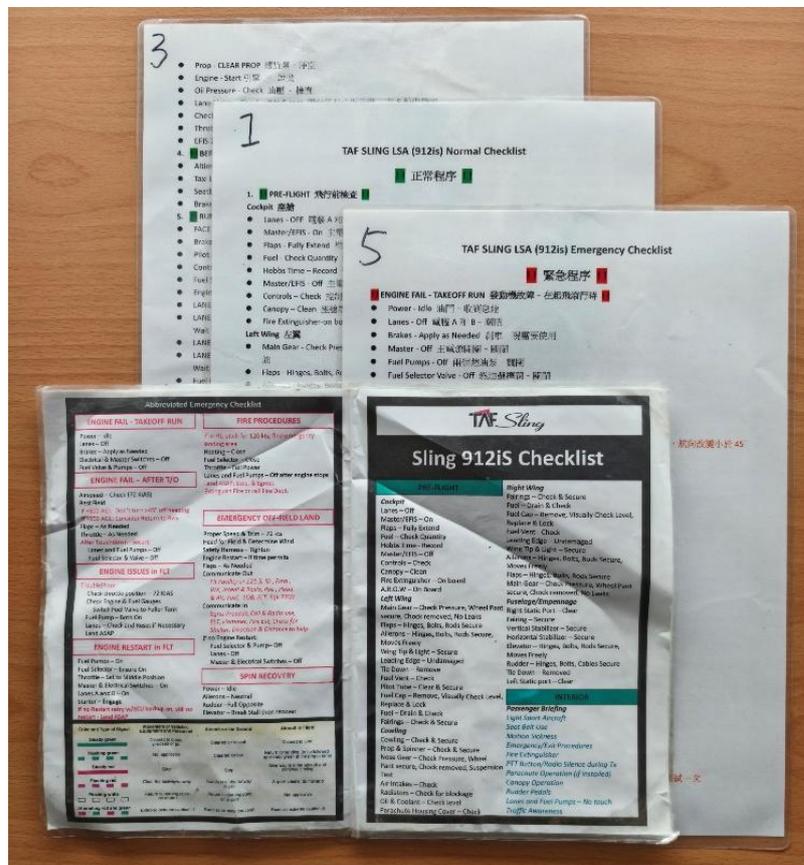


圖 1.8-12 載具所有人自行製作置於載具上之檢查表

### 1.8.7.1 飛行前檢查

正常程序記載於飛行手冊中第 4 章，其中 4.3 Preflight Inspection（飛行

<sup>9</sup> 版期為 Rev. 3.2 2022.06.02。

前檢查)一節所載,為飛行前檢查程序。飛行前檢查之時機摘錄原文如下:

### 4.3 Preflight Inspection

*A preflight inspection is required prior to every flight, or first flight of the day. ... Incomplete or careless inspections can result in an accident. Carry out the inspection following the instructions on the Inspection Checklist.*

手冊中將飛行前檢查劃分為 6 個部分,依序分別為 1.座艙 (Cabin); 2.機身 (Fuselage); 3.機尾 (Empennage); 4.右翼及右主輪 (Right Wing and Right Main Gear); 5.機鼻及鼻輪 (Nose Section and Nose Gear); 6.左翼 (Left Wing),檢查方向為逆時鐘方向。手冊中並有檢查步驟示意圖(如圖 1.8-13)。  
其中關於機鼻部分的檢查,有包含檢視進氣口狀況及是否堵塞。

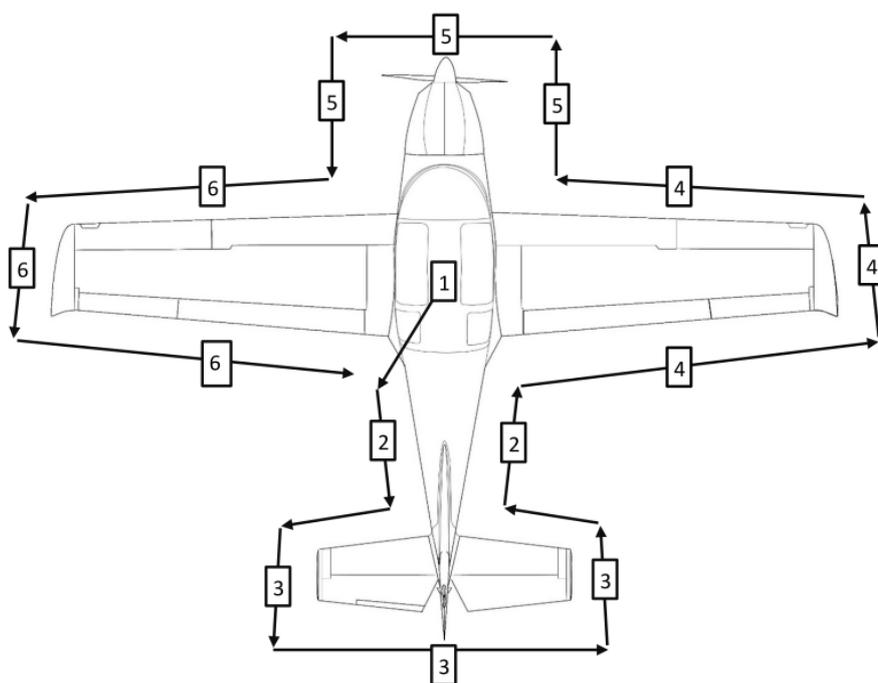


圖 1.8-13 飛行前檢查步驟示意圖

載具所有人自製檢查表中,飛行前檢查程序劃分為 5 個部分,依檢查表中順序分別為 1.座艙(Cabin); 2.左翼(Left Wing); 3.引擎罩(Cowling); 4.右翼(Right Wing); 5.機身/機尾(Fuselage/ Empennage),檢查方向為順時鐘方向。其中於引擎罩部分的檢查,有包含檢視進氣口。

### 1.8.7.2 起飛程序

在起飛前的試車檢查程序，於飛行手冊中稱為試車及起飛前檢查表 (Run Up & Pre-Takeoff)，而在載具所有人自製檢查表中與此相關的程序，則分為兩個檢查表，分別為試車檢查表 (RUN-UP) 及起飛前檢查表 (BEFORE TAKEOFF)。其中關於引擎試車，兩者均為設定引擎轉速至 4,000 rpm，摘錄原文如下：

飛行手冊：

#### 4.5.1 Run Up & Pre-Takeoff

*Alternative for aircraft equipped with a Rotax 912 ULS.*

...

2. *Oil Temperature ..... ABOVE 50°C*
3. *Fuel Selector ..... FULLEST TANK*
4. *Engine..... 4000 RPM*

...

自製檢查表：

#### RUN-UP

...

*Fuel Selector – High Tank*  
*Engine – 4000 RPM*

...

另外，起飛檢查表 (Take-off) 僅見於飛行手冊，自製檢查表中並無此程序。摘錄原文如下：

#### 4.6 Take-off

1. *Throttle ..... FULL OPEN*
2. *Engine Speed ..... VERIFY GREATER THAN 5200 RPM*
3. *Elevator Control ..... NEUTRAL*
4. *Engine Parameters ..... VERIFY (PRESSURES, TEMPERATURES)*
5. *Rotate ..... 45 KIAS*
6. *Airspeed ..... 72 KIAS (V<sub>y</sub>)*
7. *Brakes ..... APPLY TO STOP WHEEL SPIN*
8. *Flaps ..... UP (MIN .65 KIAS / MIN. ALT. 300FT)*
9. *Trim ..... AS REQUIRED*

10. Power ..... AS REQUIRED

11. Climb ..... COMMENCE

## WARNING

Take-off is prohibited if:

- The engine is running rough or intermittently.
- The engine parameters (instrument indications) are outside operational limits.
- The crosswind component exceeds permitted limits (15 knots).

## CAUTION

Ensure that engine oil temperature is above 50 °C prior to take off.

Climbing with engine at 5800 rpm is permissible for 5 minutes. Thereafter, a maximum continuous engine rpm of 5500 rpm applies.

### 1.8.7.3 起飛過程引擎失效相關程序

飛行手冊中第 3 章為緊急程序。3.3.1 及 3.3.2 節所載之程序，分別為起飛滾行過程中遭遇引擎失效，及起飛後立即遭遇引擎失效的處理程序，摘錄原文如下：

#### 3.3 Engine Related Emergencies

##### 3.3.1 Engine Failure During Take-off

1. Throttle ..... IDLE
2. Brakes ..... APPLY  
with aircraft under control –
3. Ignition Lanes / Magnetos ..... OFF (BOTH)
4. Master ..... OFF
5. Fuel Selector ..... OFF
6. Fuel Pump(s) ..... OFF (BOTH)

##### 3.3.2 Engine Failure Immediately After Take-Off

1. Airspeed ..... 72 KIAS
2. Landing Area ..... LOCATE (CLEAR GROUND)
3. Flaps ..... AS NEEDED
4. Fuel Pump(s) ..... OFF (BOTH)
5. Fuel Selector ..... OFF  
before touch-down –
6. Ignition Lanes / Magnetos ..... OFF (BOTH)
7. Master ..... OFF

自製檢查表中，相關程序摘錄原文如下：

**ENGINE FAIL – TAKEOFF RUN**

*Power – Idle*

*Lanes – Off*

*Brakes – Apply as Needed*

*Electrical & Master Switches – Off*

*Fuel Valve & Pumps – Off*

**ENGINE FAIL – AFTER T/O**

*Airspeed – Check (72 KIAS)*

*Best Field*

*if <600 AGL: Don't turn >45° off heading*

*if >600 AGL: Consider Return to Rwy*

*Flaps – As Needed*

*Throttle – As Needed*

*After Touchdown – Secure*

*Lanes and Fuel Pumps – Off*

*Fuel Selector & Valve – Off*

## **1.8.8 放棄起飛、失速警告及失速改正**

### **1.8.8.1 放棄起飛**

在飛行手冊第4章正常程序，4.9.2 Short Field Takeoff 短場起飛，其程序中提到若在放棄起飛點前未離地要放棄起飛。摘錄原文如下：

#### *4.9.2 Short Field Takeoff*

*1. Runway Length ..... MEASURED (a) (WITHIN AIRCRAFT CAPABILITY)*

*2. Abort Point ..... MARKED*

*...*

*12. Abort ..... IF NOT AIRBORNE BY ABORT POINT*

*...*

*13. Climb ..... BEST ANGLE (V<sub>x</sub> – 65 KIAS)*

而於協會普通操作證學科授課教材「目視飛行要領」講義中，在教授起飛程序的部分，可見到與放棄起飛有關的說明，摘錄原文如下：

- 檢查轉速表和其他引擎儀表，以確認引擎是否輸出全馬力以及是否操作在正常(綠色)範圍。緩慢的加速或任何其它顧慮都可以是放棄起飛的好理由。

### 1.8.8.2 失速警告

G3X 手冊<sup>10</sup>2.2 SUPPLEMENTAL FLIGHT DATA 章節中，在載具攻角接近失速時，姿態儀會出現攻角指示器，摘錄原文如下：

#### 2.2 SUPPLEMENTAL FLIGHT DATA

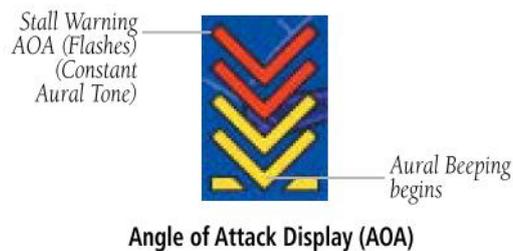
##### ANGLE OF ATTACK (AOA)

...When AOA exceeds the calibrated Caution Alert threshold (AOA gauge), an intermittent audible tone will be heard. The tone will increase in frequency until the Stall Warning AOA, when it will play continuously.

When AOA is below the calibrated Minimum Visible AOA threshold, the angle of attack gauge is not displayed.

#### 10.4 AUDIO ALERTS

A persistent beeping will begin at the first red chevron and will become progressively faster as the AOA is increased. A constant tone will be heard at the second red chevron indicating a stall condition.



### 1.8.8.3 失速改正與訓練

中運發之普通操作證學科授課教材中，「目視飛行要領」內容包含關於如何進入失速狀態、改正程序及無動力失速操作的內容，摘錄原文如下：

- 練習失速和失速改正有兩個目的：

<sup>10</sup> 版期為 Rev.08 2019.04.18。

1. 幫助您熟悉飛機失速前和失速後的特性，如此未來可以避免意外地進入失速。
  2. 使您能夠從意外的失速中迅速地改正並且損失最少的高度。
- 在進入失速之前您可以感覺到自然的失速警告，即機身抖動或控制的有效性被打折扣。
  - 無動力失速和失速改正練習
    1. 完成障礙物清除轉彎後，選定一個外界的點當作航向的參考。降低油門，然後逐漸地在操縱桿上施加向後的力量以保持高度。當速度下降到襟翼放出速度後，將襟翼全放並建立一個正常的下滑。
    2. 在操縱桿上繼續施加向後的力量以抬高機頭到一個會導致失速的姿態。維持這個姿態直到飛機進入失速。
    3. 放鬆操縱桿、將機翼擺平，以及使用全油門。視情況使用右舵以保持協調飛行。將襟翼收掉一段。
    4. 當速度開始上升後，調整俯仰姿態，使飛機由下降轉變為爬升。
- ...

## 二、 分析

操作人持有有效之超輕型載具教練操作證，事故載具具備民航局超輕型載具檢驗合格證，事故前載具及引擎均依規定執行定期檢查。本次飛行之天氣良好，風速小，事故載具之載重與平衡在限制範圍內。無證據顯示操作人在本次事故受到酒精或藥物之影響。

事故載具於起飛階段油門 100%時，引擎轉速約 4,300 rpm，載具未能持續爬升，並於約 24 秒後墜毀於 08 跑道頭西側檳榔園。與本事故相關之分析包括：引擎及螺旋槳運轉情形、飛行前檢查及引擎進氣不足之影響、檢查表程序差異，以及事故載具起飛操作，分述如後。

### 2.1 載具引擎及螺旋槳運轉情形

事故載具之油門手柄因引擎撞擊地面拉扯鋼繩導致位移，無法確認墜落前手柄位置，然根據 ECU 數據（如圖 1.8-6），可得知油門位置訊號於墜地前 0.6 秒由 100%全油門拉回至 30%慢車位置，以及 2 號及 3 號螺旋槳由根部折斷、1 號螺旋槳僅輕微擦損，研判事故載具引擎於低轉速、低功率情況下槳葉觸擊檳榔樹或地面，因而造成引擎瞬間停止。Rotax 912 iS 引擎因減速齒輪箱內設置有過載離合器（Overload clutch），可於螺旋槳遭受外力阻擋時避免引擎內部機件受損。檢視引擎內部機件、進排氣系統、燃油及點火系統、節流閥控制均無異常，可排除因引擎故障造成本次事故之可能。

### 2.2 飛行前檢查及引擎進氣不足之影響

Rotax 912 iS 引擎啟動後空氣通過引擎進氣口，經過濾後進入汽缸，未飛行時使用進氣口保護塞避免異物進入引擎進氣道。根據協會人員訪談，飛行後會使用 3 只保護塞將引擎進氣口、左右座艙通風孔分別塞上，另 2 只引擎艙冷卻進氣孔保護塞先放置於引擎罩上方，待引擎冷卻後塞上；飛行前於機棚內將 5 只保護塞移除，置於工作檯上，載具推出機棚後開始執行飛行前檢查。依據飛行手冊，飛行前檢查需於每一次飛行前或是每天的

第一次飛行前執行；飛行手冊及載具所有人自行製作的檢查表中，飛行前檢查程序關於引擎罩部分，包含檢視進氣口狀況。

該引擎使用電控燃油噴射方式供油，ECU 根據實際進氣量進行燃油流量調節，以維持相應之引擎動力輸出；根據事故航次引擎 ECU 下載數據與前一航次正常飛航數據比較，顯示於 100%油門位置時，進氣流量減少 50%，導致引擎轉速僅達 4,300 rpm、歧管壓力 75 kPa，參考 Rotax 912 iS 操作手冊（Operators manual, OM）5.1 節引擎性能曲線圖，歧管壓力 75 kPa 經換算後等同圖表橫軸密度高度（Density Altitude）約 2,300 公尺，往上延伸至 4,300 rpm 引擎轉速曲線，對應縱軸可得實際輸出馬力（Performance）僅 42 kw，如圖 2.2-1，與正常引擎轉速 5,500 rpm、歧管壓力 99 kPa 所對應之動力輸出 73 kw 相比，動力減損約 31 kw（42%）。

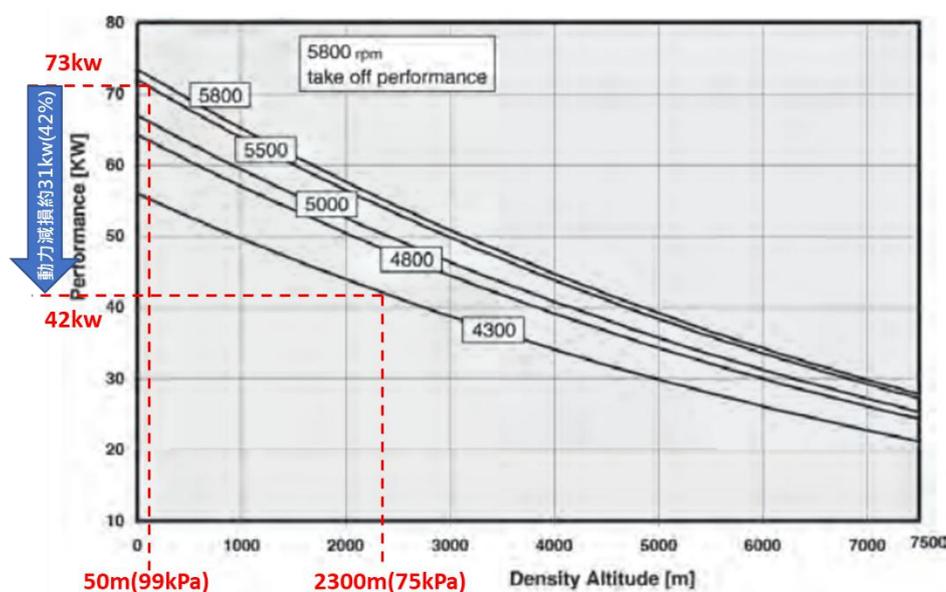


圖 2.2-1 引擎性能曲線

本次事故於墜毀現場所發現之保護塞恰位於引擎進氣口前方，保護塞移除程序如被確實執行，均不應出現於事故現場。依據引擎進氣口保護塞未移除之模擬測試，保護塞為軟質圓塞，進氣口為長方形入口，保護塞安裝後會影響引擎進氣量但未完全堵塞進氣口，引擎能順利啟動，4,000 rpm 以下無顯著動力異常現象，但於全油門時最高轉速未達 4,500 rpm，與事故載具之引擎動力輸出情況相符。

綜上之分析，操作人未完全依照飛行前檢查程序，致使引擎進氣口保護塞未於飛行前移除，造成引擎進氣流量減半，ECU 根據實際進氣流量調控燃油及轉速，繼而降低動力輸出，導致起飛動力不足。

### 2.3 檢查表程序差異

載具上之檢查表為操作人重要工具，其功能為促進標準化操作、防止遺漏重要檢查項目、減少人為錯誤，以及應對突發狀況，確保飛行安全。於事故載具上所見之檢查表，為載具所有人自製之中英對照檢查表。惟檢視比對飛行手冊與自製檢查表所載程序，檢查表上所列程序，均與飛行手冊中的程序有所差異，以下就飛行前檢查、起飛階段、以及起飛過程引擎失效相關程序進行分析。

飛行手冊與自製檢查表中的飛行前檢查程序，雖然範圍均涵蓋全機，但兩者在檢查模式的方向與詳細項目有所不同。飛行手冊的程序分為 6 個區域，由座艙開始以逆時針方向進行；自製檢查表則分為 5 個區域，由座艙開始以順時針方向進行。

不論依照飛行手冊或是自製檢查表，載具在進跑道起飛前執行試車時，均會將引擎加速至轉速 4,000 rpm 後，再逐項檢查機上設備。由監視器記錄亦顯示，事故航次於進跑道前曾於試車區域停留近 2 分鐘，顯示事故航次應有執行該項檢查程序。然而依據以同型引擎，模擬阻塞部分進氣之測試結果顯示，引擎於轉速 4,000 rpm 時，並未出現可察覺的異常狀況；僅有在全油門時，始能發現最高轉速未達 4,500 rpm。

飛行手冊與自製檢查表程序之差異，另可見於起飛檢查表，此項程序僅見於飛行手冊的正常程序，未列於自製檢查表中。此程序中有一項為全油門後，需確認引擎轉速超過 5,200 rpm，同時警告在引擎運轉不穩定的狀況、引擎數據在操作限制外，或側風超過 15 浬/時不能起飛。雖於訪談中，操作人表示事故航次起飛時，引擎轉速有達 5,000 rpm，然而依據 G3X 及 ECU 所下載之資料，均顯示該航次引擎於起飛全油門後的轉速為 4,300 rpm。因此，起飛檢查表中，全油門後檢查引擎轉速的步驟，於事故航次似未被

完善執行，故操作人未能於全油門操作後，察覺引擎轉速較低的狀況。同時，依據訪談資料，操作人對於仰轉速度的認知為 40 浬/時，亦與手冊起飛程序所標示的 45 浬/時有所差異。

綜上所述，該型載具飛行手冊與自製檢查表內容之差異，可能導致操作人因僅使用自製檢查表，而未能辨識可能存在之飛航風險。

## 2.4 事故載具起飛操作

### 2.4.1 事故航次及其他航次起飛階段分析

為瞭解事故航次及其他航次於起飛階段之操作差異，綜整 G3X 飛航數據中，各航次起飛階段之引擎轉速、速度、高度及仰角資料（如圖 1.8-8）。自全油門開始至仰角增加為止所需之時間，事故航次（紅線）約為 13.4 秒、綠線航次為 8.6 秒，而藍線航次雖然長達 18.2 秒，然若併同檢視空速，可見藍線航次全油門後空速維持約 8.6 秒的靜止後才增加，顯示藍線航次應是採用飛行手冊中的短場起飛程序，亦即煞車後推全油門，再釋放煞車滾行。因此若以空速增加開始計算，藍線航次開始滾行至仰角增加的時間約為 9.6 秒。

比較三者的爬升空速，綠線與藍線航次最後均維持在 70 至 80 浬/時之間；事故航次空速最大為 47 浬/時，之後開始降低至墜毀前的 39 浬/時。而三者開始仰轉的速度，事故航次與藍線航次約為 40 浬/時，綠線航次則約 47 浬/時。而仰轉的速率與角度，綠線航次仰轉較快，爬升的仰角維持在 10 度左右。藍線航次仰轉較慢，爬升的仰角維持在 5 至 10 度。事故航次仰轉速率與綠線航次相近，仰角則是自開始仰轉後，增加至 23 度左右，之後減少至 13 度，再度增加至約 30 度。

綜合以上，綠線航次可視為事故載具型一般常見的起飛樣態；藍線航次應是搭配使用短場起飛程序，實際滾行增加的時間不多。綠線與藍線航次爬升的仰角均在 10 度內，爬升速度均維持在 70 至 80 浬/時間。事故航次全油門滾行至仰轉主輪離地的時間較前述兩者多約 4 至 5 秒，而仰轉的

角度則達 20 度以上。事故航次的空速，由起飛滾行後逐步增加至最大 47 浬/時後，開始降低至墜毀前的 39 浬/時，此速度已經低於飛行手冊上所記載，落地外型失速速度 ( $V_{S0}$ ) 40 浬/時。

#### 2.4.2 起飛過程動力不足相關決策

起飛過程中，引擎動力應提供載具足夠之推力，達到適當飛行速度脫離跑道，並保持適當爬升率至安全高度，操作人於起飛過程中，需監控引擎運作及載具速度是否處於正常範圍，以決定放棄起飛或仰轉離地。放棄起飛為載具於滾行過程中，若在離地前遭遇不正常狀況，經由操作人判斷認為繼續起飛會有較大風險，且剩餘跑道足夠載具煞停的情況下，所做的中止起飛程序。協會普通操作證學科授課教材「目視飛行要領」講義中，起飛程序有放棄起飛相關說明：「檢查轉速表和其他引擎儀表，以確認引擎是否輸出全馬力以及是否操作在正常(綠色)範圍。緩慢的加速或任何其它顧慮都可以是放棄起飛的好理由」。另飛行手冊中與自製檢查表均有放棄起飛相關的程序，兩者文字雖有出入，但整體邏輯相似。

依據訪談記錄，超輕型載具操作確實也可能會遭遇放棄起飛的狀況，如剩餘跑道不足、引擎失效等。本次事故載具起飛滾行加速的過程，載具速度增加較為緩慢。依據 G3X 記錄，事故航次由開始滾行，至空速 40 浬/時仰轉的時間為 13.4 秒，約為事故載具之前所進行一般起飛的 1.6 倍，顯示事故航次的起飛滾行異於平常，如操作人能及時發現此異常狀況，並作放棄起飛之處置，應能避免發生本事故。

起降為載具操作的關鍵階段，依我國超輕型載具活動之操作環境相對受限的現況，操作人需考慮起飛過程中可能遭遇的不正常狀況，及其應對措施，顯示放棄起飛之操作，應列入超輕型載具訓練科目中。

#### 2.4.3 失速狀態的覺察、改正與訓練

載具失速是指機翼相對於氣流的角度過大，導致翼面無法保持足夠升力，使載具失去穩定的飛行狀態，進而可能出現高度突然陡降。失速最危

險的情境通常發生於載具處於低速、低高度的情況下，接近失速時，由於原本通過翼面的平順氣流，自機翼表面剝離產生亂流，而造成機體或控制面的顫振。若操作人未能及時識別失速的徵兆並採取適當的行動（如減少攻角、增加推力），可能會導致飛機失控或墜落。

協會之普通操作證學科授課教材中，「目視飛行要領」對於如何辨識失速狀態，內容為：「在進入失速之前您可以感覺到自然的失速警告，即機身抖動或控制的有效性被打折扣」。關於失速之改正程序及訓練，「目視飛行要領」亦包含如何進入失速狀態、改正程序及無動力失速操作的內容。上述內容應經完整及適切之訓練，以確保操作人於飛航中可避免進入失速狀態。

依據 G3X 飛航數據，事故載具的速度自起飛後，最大僅達 47 浬/時，之後便漸次降低；高度則自起飛後，一直維持在約 280 呎，於墜毀前更增加至約 298 呎，而檳榔樹頂高度約 270±5 呎。依此數據研判，操作人之飛航操作應是以維持飛行，避免撞擊地障為優先。而由活動場地監視器的畫面，事故載具於墜毀前，其高度略高於起飛方向可見之電線、電桿及檳榔樹等地障；另依據訪談紀錄，事故載具起飛後，操作人即察覺載具加速及爬升的狀況不佳，不敢鬆桿加速，因為擔心撞及電桿及電線。操作人為了超越地障，維持在低空速下大仰角爬升；後續雖確定得以通過起飛方向的電線與電桿等地障，然操作人並未將載具仰角減低至得以加速。另有關超輕型載具操作人對失速狀態的認知，通常來自於空速表指示及失速前氣動力所造成的機體顫振。本次事故中，事故載具自起飛後即因未正常加速而接近失速速度，然引擎並非失效，仍具有近全馬力 60%，操作人為避開地障而未有效減低載具爬升角以保持載具速度，導致載具瀕臨失速狀態。

有效察覺異常狀態及改正技能，為操作人必備之應變能力。如果操作人於遭遇異常狀況，能予以妥善處置，應可避免或降低傷害。

### 三、 結論

#### 與可能肇因有關之調查發現

1. 事故載具之引擎進氣口保護塞未於飛行前移除，致使引擎進氣流量不足導致動力輸出降低。(1.8.1、1.8.3、1.8.4、1.8.6、1.8.7.1、2.2)
2. 載具於起飛時加速狀態不正常，操作人未能落實放棄起飛決策；起飛後速度接近失速，而操作人失速覺察能力不足與改正技能不確實，致使載具姿態進入不正常狀態，未能有效改正而墜毀。(1.8.3、1.8.4、1.8.5、1.8.6.1、1.8.7.3、1.8.8、2.4)

#### 與風險有關之調查發現

1. 該型載具飛行手冊與載具所有人自製檢查表內容之差異，可能導致操作人因僅使用自製檢查表而未能辨識可能存在之飛航風險。(1.8.7.2、2.3)

#### 其他調查發現

1. 事故載具之載重與平衡位於限制範圍內，飛行前之適航資訊無異常、飛行時引擎功能正常。(1.7.2.2、1.7.2.4、2.1)

### 四、 運輸安全改善建議

#### 4.1 改善建議

#### 致中華民國運動飛行發展協會

1. 修訂隨機文件更新程序，確保自製檢查表與原廠飛行手冊內容之一致性<sup>11</sup>。(TTSB-ASR-25-04-001)
2. 檢視並修訂訓練課程中，起飛階段不正常狀態識別、處置程序及載具失速狀態的認知與改正程序，以降低載具操作風險<sup>12</sup>。(TTSB-ASR-25-

---

<sup>11</sup> 本項改善建議，係因應與風險有關之調查發現第1項所提出。

<sup>12</sup> 本項改善建議，係因應與可能肇因有關之調查發現第2項所提出。

04-002)

## 致交通部民用航空局

1. 督導中華民國運動飛行發展協會檢視並修訂隨機文件更新程序、起飛階段不正常狀態及載具失速訓練課程<sup>13</sup>。(TTSB-ASR-25-04-003)

### 4.2 已完成或進行中之改善措施

1. 中華民國運動飛行發展協會於事故發生後，已將該會同型載具之進氣口保護塞，以外加繫帶連結為一體(詳圖 4.2-1)，以避免個別保護塞未取下之風險<sup>14</sup>。



圖 4.2-1 進氣口保護塞及繫帶

<sup>13</sup> 本項改善建議，係因應與可能肇因有關之調查發現第 2 項、與風險有關之調查發現第 1 項所提出。

<sup>14</sup> 本項改善措施，係因應與可能肇因有關之調查發現第 1 項所提出。