

出國報告（出國類別：開會）

參加美國航太學會論壇出國報告

服務機關：飛航安全調查委員會

姓名職務：工程師／郭嘉偉

派赴國家：美國喬治亞州亞特蘭大市

出國期間：民國 107 年 6 月 23 日至 7 月 1 日

報告日期：民國 107 年 8 月 1 日

目次

一、目的.....	2
二、過程.....	3
三、心得.....	4
3.1 民用航空運輸相關議題.....	4
3.2 普通航空業相關議題.....	11
四、建議.....	16

一、目的

美國航太學會（American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA）論壇（AIAA Aviation Forum）係全球航太界之年度學術盛事之一，會議期間除舉辦 14 項各專業技術會議及展示外，亦為世界各國航太產學界交流之重要平台。AIAA 原本各專業技術會議皆分別在不同時間及地點舉辦，自 2013 年起，陸續將學會之下舉辦的各場國際會議整合在年度兩次的大型活動舉辦，除每年六月舉辦學會論壇之外，在每年一月另舉辦航太科技論壇與展覽（Science and Technology Forum and Exposition）。迄今，每年 6 月的 AIAA 論壇均包含年度空氣聲學會議、應用空氣力學會議、流體力學會議、航太科技整合技術會議、計算流體力學會議等數十項會議，這項安排方便與會者參加各項同質性高但跨領域的會議。

筆者參與飛安會科技研究計畫，負責執行分項研究「普通航空器儀表影像分析」。本次將研究成果投稿論文，獲得大會接受，於論壇之第 18 屆航太科技整合技術會議發表。本次行程圓滿且收獲豐富，除發表論文外，也同時聽取歐美各國目前在民用航空業及普通航空業相關之安全研究進展，並收集資料。除對於本會積極與國際接軌有所幫助外，亦對未來規劃的飛安或運輸安全研究計畫有參考價值。



圖 1 美國航太學會論壇開幕場座談會議

二、過程

日期	起訖地點	任務
6/23 ~ 6/24	台北-亞特蘭大	啟程
6/25 ~ 6/29	亞特蘭大	會議
6/30 ~ 7/1	亞特蘭大-台北	返國



圖 2 會議第四天美國航太總署 NASA 航空學門未來研究展望座談

三、心得

3.1 民用航空運輸相關議題

本屆論壇在航太科技整合技術會議中除有專門時段探討普通航空器安全議題之外，另外有數場時段專門探討民航人為因素、認知議題及航管可靠度與安全。其中兩場論文提報與飛航安全及本會近期之事故調查案件相關，茲整理如下。

3.1.1 民航機重飛條件之研究及進展

本項研究由美國聯邦航空總署 FAA 與美國國家航太總署 NASA Ames 研究中心共同合作，旨在提供飛行員一個明確應該執行重飛的條件。由於現今航空公司標準程序中敘明，目視進場或儀器進場時應在特定高度達到穩定進場標準，否則應執行重飛；但駕駛員確實遵守此規範的情形卻不甚理想。根據一份法國航空事故調查局 2013 的資料顯示，航機不穩定進場並執行重飛的比率僅達 3%，意即多數駕駛員仍在航機處於不穩定進場的情況下嘗試落地。在 1999 年美國航空 AA 1420 航班小岩城衝出跑道事故發生後，國家運輸安全委員會 NTSB 曾給予 FAA 一條改善建議，要求 FAA 研擬一套穩定進場標準及發展應執行重飛的條件。後來 FAA 因應此條改善建議而發布了民航通告 AC 91-79A，建立了穩定進場的標準，但也因並未著墨於重飛條件，最後在 2012 年時，NTSB 以不滿意回覆（unsatisfactory response）的結果將此條改善建議結案。

此外，近年各項研究也發現，民航機駕駛員不遵守應重飛政策的原因通常與下列因素有關：公司政策、管理階層對於不遵守比例的缺乏警覺、駕駛員疲勞及狀況警覺等，另外一個很大主因是駕駛員認為現今的穩定進場條件過於複雜，並對飛航操作造成限制；因此，世界飛安基金會在一份 2017 年的研究報告建議將不穩定進場重飛的決定高度降低為離地高 300 呎。在這樣的背景下，FAA 於近年開始研究不穩定進場重飛的適當標準，利用多管齊下的方式：駕駛員問卷調查、建立風險模型、level-D 全動式模擬機測試驗證來進行本項研究，本篇論文著重於模擬機測試的結果。

研究中模擬機設定條件如下：

- 三種機型（波音 747-400、737-800、空中巴士 A330-200）
- 舊金山國際機場 28R 跑道（11,870 呎長，200 呎寬）
- 全落地外型
- 最大落地重量
- 能見度佳、風向風速 100deg./ 10kts（尾風）、無陣風
- 中度亂流
- 跑道道面濕滑，自動剎車設定為中

模擬機駕駛員被要求自可能為不穩定進場的初始條件中先將航機改正，並在跑道落地區（距跑道頭 1,000 至 2,000 呎）落地，左右主輪須分別位於跑道中心線兩側，落地前下降率且保持在每秒 6 呎內，並在落地後盡速將航機煞停。

所有模擬的進場條件如圖 3。

Gate Height ft	Glideslope dot	Localizer dot	Rate of Descent ft/min	V_{ref} Deviation kts
100	0	0	1000/1250	+0/+10/+20
300	0/0.5	0/0.5	1000/1500	+0/+10/+20
500	0/0.75/1.5	0/0.75/1.5	1000/1500	+0/+10/+20

圖 3 模擬機測試變數

在經過 3 種機型、36 位駕駛員、近 3000 次模擬機測試後，本研究主要發現概述如下。

1. 機型是影響駕駛員在不同下降率時，能否順利在跑道落地區內落地的關鍵因素，如圖 4。如此項發現為實，則日後發展出來的重飛條件將可能隨機型不同而有差異。

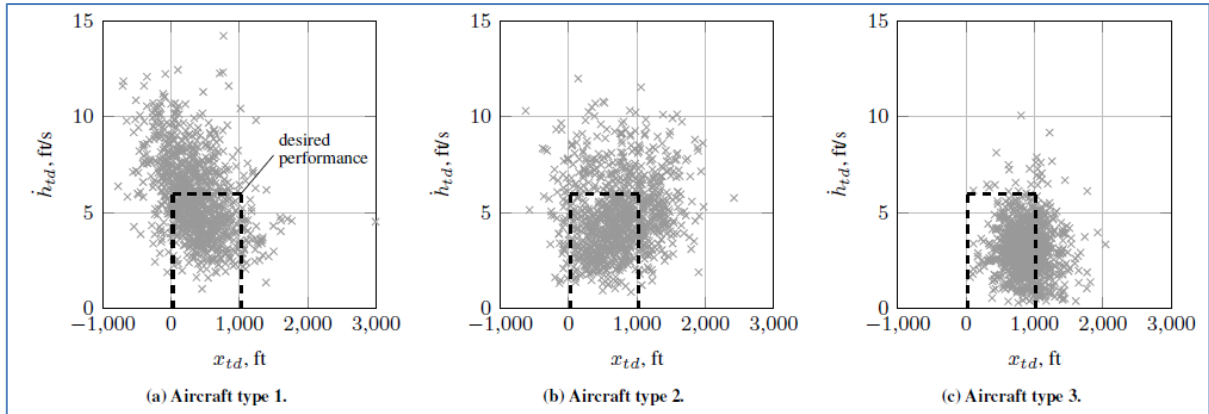


圖 4 不同機型產生之落地時下降率與落地點分佈

- 無論在任何一個控制高度，進場速度對於參考速度的偏差對於落地點都有關鍵性的影響，很自然地以在 100 呎高度時改正時間最短，因而影響為最，如圖 5。

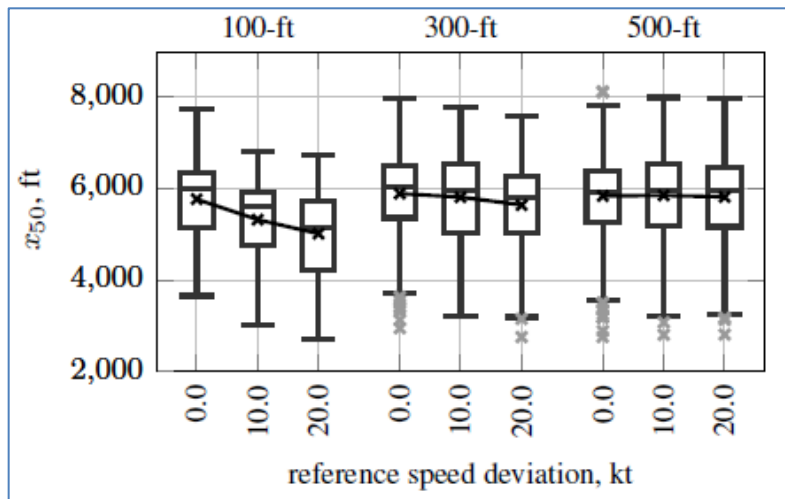


圖 5 不同進場速度對於跑道剩餘距離的影響

- 進場速度對於落地時的下降率亦有顯著的影響，也理所當然地以 100 呎高度時影響為最，如圖 6。

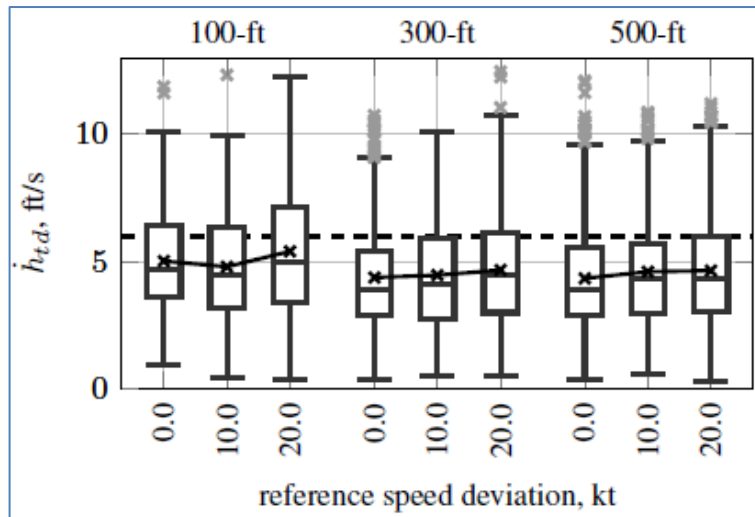


圖 6 不同進場速度對於落地時下降率的影響

4. 藉由每回模擬機測試後問卷調查駕駛員對於工作量、疲勞與察覺風險的評量，來探究落地風險與工作量及疲勞之間的關係；另外在駕駛員給予風險評估後，再詢問駕駛員是否應該在此次模擬機環境中重飛，如是的話應該執行重飛的高度為何。總括來說，很自然地駕駛員察覺風險程度越高越有可能執行重飛，但比較值得注意的是特別是針對左右定位臺偏差與進場速度的偏差高度明顯地使駕駛員對於風險覺察度提高，如圖 7。

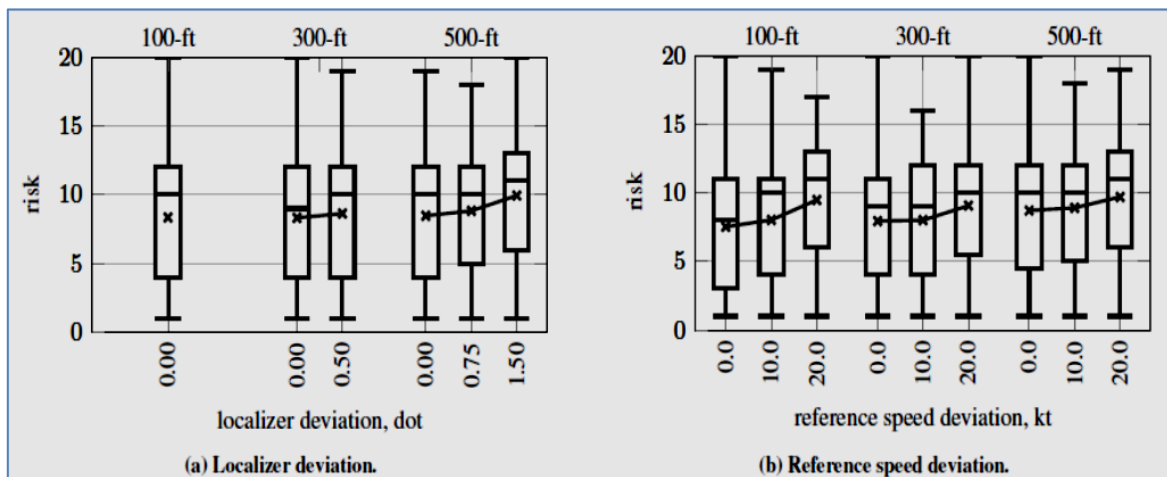


圖 7 左右定位臺偏差與進場速度偏差對於風險覺察的影響

本篇論文僅為此研究第一階段的成果，考量之變數仍有限。筆者曾在會場提問，根據以往經驗，側風對於航機在落地前之橫向控制有明顯影響，亦為航機偏出跑道的主要肇因之一，目前之研究的天氣條件只有 10 浬尾風，完全無側風考量。論文作者即

表示，考慮會在第二階段的模擬機測試內納入側風因素，並且也要探討變化環境因素對於目前已發現趨勢的影響。總括來說，本篇研究根據駕駛員在模擬機中的表現，驗證了先前世界飛安基金會的研究，重飛的決定高度可降至離地高 300 呎；另外，駕駛員對於進場速度偏差與左右定位臺偏差所引發的風險察覺是最為明顯的。

3.1.2 民航機攻角指示器及駕駛員決策流程之研究

本篇研究亦由 FAA 主導，與 NASA Langley 研究中心合作完成。研究背景實為根據過去統計，民用航空器飛行中失控（loss of control in flight, LOC-I）為發生機率最高的事故主要肇因。而位於美國，由產、官、學界組成的民航安全小組（Commerical Aviation Safety Team, CAST）曾在研究報告提出一項提升安全建議，鼓勵民航業界發展一個能使駕駛員隨時了解航機姿態與警示失控或方向迷失的介面。因此，FAA 藉由 level-D 全動式模擬器來研究攻角顯示器對於駕駛員決策流程上的幫助，俾以提升飛航安全，以避免如 2009 年法航 AF 447 航班空難，三名駕駛員在面對指示空速不一致的情形下，將航機飛到失速狀態，並到飛機墜海前都始終不明瞭飛機失速之類似憾事再次發生。

本項研究使用波音 737-800 level-D 全動式模擬機，16 位 737-800 駕駛員參與模擬，一共模擬三項可能造成航機飛行中失控的情景：1. 不預期失速或接近失速；2. 航機飛行於性能極限；3. 航空資料系統故障。以下就上述三項情景詳細說明。

- 不預期失速或接近失速

本項又細分為兩個可能場景，分別為起飛時遭遇風切及最後進場時遭遇風切。起飛時風切在航機離地高 700 呎發生，風向風速改變模式為 20 哩側風轉為 65 哩尾風，造成駕駛艙內風切警告作動。駕駛員應在警告作動後立即作出處置，將航機姿態控制，並持續爬高到 6,000 呎後結束模擬。

最後進場遭遇風切的場景是在離跑道頭約 3 哩，離地高 2,000 呎時開始，航機對應之落地外型放出，至離地高 1,000 呎時風切警告出現（風向風速變化同上）。駕駛員應控制住航機並重飛爬升至 5,500 呎後模擬結束。

- 航機飛行於性能極限

儘管民航機很少會在其性能極限飛行，但在少數緊急情況，如大角度爬升、或高 G 值轉彎時有可能會接近航機性能極限區域。本項即是測試駕駛員無法目視外界地物，在進行如同 1995 年美國航空 965 航班閃避地障時如有攻角指示器的幫助，利用人工造成的雷達高度計錯誤指示雷達高度在 200 呎，觸發近地警告聲響，此時駕駛員應儘速將航機爬高至 14,000 呎以結束模擬。

另外一個情景是模擬航機防撞系統（TCAS）作動而使航機必須在高高度執行高 G 值轉彎。在 TCAS 提示駕駛員爬高並在高高度進行轉彎時，抖桿機制可能作動，甚至航機可能進入失速狀態。模擬在航機回復穩定狀態後一分鐘結束。

- 航空資料系統故障

此項即是模擬 2009 年法航 AF 447 航班事故的情景。第一個模擬場景是在下雨及低溫的環境下，航機自地面開始起飛並爬升過一萬呎後，三組皮托管的空速異常，並造成超速警告作動，此時開始觀察駕駛員作出的處置。如駕駛員減速，有可能因此觸發失速警告（如同 AF447），造成駕駛員的困惑。因此駕駛員應該依據儀表指示作出正確決定，將航機姿態穩定後結束模擬。

此項另外一個模擬場景是，當航機起飛爬升過一萬呎後，航機仰角指示錯誤地給予高於正常爬升角度 8 度的指令。如當自動駕駛按照錯誤的仰角去飛，或駕駛用 FD 去追此錯誤的仰角，失速警告約在 16,000 呎時會出現。駕駛員需要識別此問題，並向觀察員提出以結束本項模擬。

本研究中 FAA 選用兩種攻角顯示器，如圖 8。一種是如同軍機或普通航空器已經在使用的型式，僅提供圖像化的攻角合宜範圍參考（如圖 8 大紅圈內的指示），另外一種是內嵌在主要飛航顯示（primary flight display, PFD）上，有提供刻度及數值的攻角顯示。姿態儀上的最大仰角指示（pitch limit indicator, PLI）參考值則已經是 737-800 的標準配備，一旦航機的仰角超過此參考值，失速抖桿機制就會作動，實際上也算是一種提供駕駛員最大攻角參考的方式。

以上所述六個場景模擬機測試起始條件一併整理於圖 9。



圖 8 波音 737-800 模擬器上 PFD 裝置攻角指示器位置示意

模擬機測試結果顯示，攻角顯示器的種類在多數的場景中對於失速抖桿機制的延遲作動（或不作動）有顯著的影響，但唯獨在兩項風切的模擬中，由於駕駛員在突然遇到風切時過於專注在穩定飛機姿態，因此攻角顯示器的種類對於駕駛員的表現在此並無顯著影響。多數駕駛員在測試後反應，獨立的攻角顯示相較於嵌入 PFD 式的攻角顯示，資訊容易理解，這也可以解釋在部分場景的測試當中，駕駛員在使用嵌入式的攻角顯示器時反而最容易制動失速抖桿機制，但是這樣的結果也有可能跟駕駛員不習慣 PFD 上有新的儀表顯示有關。

Parameter	Windshear at Takeoff	Windshear on Approach	Terrain	High-G Turn	Blocked Pitot	Guidance Error
Initial position	Takeoff position KSLC RWY 34R	KSLC 6 mile final approach to 34R	10 miles east of GOSHU, 17,000 ft., landing KSLC RWY 34R	Cruise at flight level 380	Takeoff position KSLC RWY 34R	Takeoff position KSLC RWY 34R
Landing Gear	Down	Down	Up	Up	Down	Down
Flaps	5	30	0	0	5	5
CG	26.1%	31%	31%	31%	31%	31%
Engine Anti-Ice	On	Off	Off	On	On	
Weight (lbs)	144k	144k	144k	150k	144k	144k
Environment	Daytime	Daytime	Daytime in clouds	Daytime	Daytime	Daytime
Runway Condition	Wet	Wet	Wet	N/A	Wet	Wet
Wind Direction	250	250	0	0	250	250
Wind Speed (knots)	20	20	0	0	20	20
Outside Temperature (degrees Celsius)	1	1	1	-30 TAT	1	1
Weather	Rain	Rain	Rain	Clear	Rain	Rain
Turbulence	30%	30%	30%	30%	30%	30%
Ceiling	500 OVC	500 OVC	500 OVC	CAVU	500 OVC	500 OVC
Visibility	2 SM	2SM	2SM	CAVU	2 NM	2 NM
Mach/Airspeed	0	150 KIAS	250 KIAS	M.77	0	0
Autopilot	Off	On	On	On	Off	Off
Autothrottle	Off	On	On	On	Off	Off

圖 9 攻角指示器研究中模擬場景初始條件設定

研究在最後也提到訓練的影響，由於目前階段的測試並無事先提供模擬機駕駛員熟悉兩種攻角顯示器的訓練，因此駕駛員才會在使用嵌入式顯示器上不習慣，甚至更容易制動失速抖桿警告。因此，若要真正反映攻角顯示器的輔助效果，適當的使用訓練是必須的；此外，研究也計畫使用空中巴士機型進行驗證，但由於空巴的飛控系統的三種模式: normal law、alternate law、direct law，只有後兩種才有可能讓航機進入失速狀態，一般正常飛行時使用的 normal law，駕駛員是無法將航機飛入失速狀態的，因此論文最後也提示，如使用空巴機型模擬機時，需要在飛控模式的選定上仔細考量，才能達到研究想要呈現的應有樣貌。

3.2 普通航空業相關議題

本屆論壇在普通航空業議題亦有數篇相關論文提報，下面就兩篇與安全調查相關的題目說明。

3.2.1 普通航空器事故之機翼渦流危害分析

本篇論文由德國航太中心 DLR 提報，背景是針對一起普通航空器事故所延伸進行的有關機翼渦流及危害相關分析。一架 4 人座、最大起飛量 1 噸的普通航空器（Robin DR 400）跟隨在另外一架最大起飛重量 5.5 噸的雙翼航空器（AN-2）起飛後發生事故，事故調查機關研判前機產生的輕量渦流與本次事故的肇因有關，因此委託 DLR 進行進一步的研究。

根據 DR 400 型機最後失事前的向右滾轉軌跡，可知其疑似遭遇前方 AN-2 型機的逆時針方向旋轉的渦流；另外考量兩機飛行的空間及渦流模型演算結果，AN-2 型機機翼所造成的渦流場約有兩倍機翼寬、一倍機翼高。以事故當天的大氣情況（微風、無亂流擾動）來說，AN-2 型機自離地高約 60 公尺產生的渦流在 39 秒後、尚未抵達地面並消散前，就已經與後面起飛的事故機相遇，AN-2 左翼產生的渦流在當天微量的側風情況下，在離地高約 15 公尺處與事故 DR 400 型機相遇。

根據本研究所使用的渦流模型「P2P wake vortex prediction model」計算，當 DR 400 航機筆直飛入渦流中心時，渦流所產生的滾轉向量將大到無法由 DR 400 的滾轉控制面來補償。另外，飛行測試也顯示 AN-2 型機產生的渦流在產生 39 秒後仍保有一定強度（圖 10）；藉由高高度的測試也顯示，此等強度的渦流有可能使小型飛機在兩秒內遭遇無法讓駕駛員反應並改正的超過 90 度滾轉（圖 11）。

本項研究結果顯示，普通航空器如同民用航空器般，也會需要考慮航機間隔與飛行安全的議題。本次事故中雙翼航空器其翼長短及速度慢的特性，使得其產生的機翼渦流強度較高，而當大氣條件配合時，渦流消散所需的時間較長，也就進一步構成了容易發生普通航空器因渦流產生事故的可能性。



圖 10 AN-2 型機機翼渦流測試



圖 11 DR 400 型機遭遇前方 900 公尺 AN-2 型機產生的渦流後產生的滾轉角視野

3.2.2 普通航空器事故之主要肇因分析

本篇論文由俄亥俄州立大學與喬治亞理工學者共同發表，主要透過文獻回顧的方式，以 NTSB 歷年來（1982-2017）所發生的普通航空業事故調查報告進行關鍵字搜索，藉以了解這些事故的主要肇因。由過去的統計數字發現，普通航空器進場至落地階段雖然只佔整體飛行時間的百分之二，但是卻發生了佔全部事故的近五成飛航事故，而在這近五成的事故中，多數都是始於航機的不穩定進場而造成的。因此，普通航空業操作人亦須建立等同於民航運輸業的穩定進場條件及觀念。

儘管 NTSB 報告中對於相關普通航空業事故調查並未明顯地指出航機存有「不穩定進場」，但如果從其他敘述性說明，仍可發現其實航機在進場落地階段已經有不穩定

進場的事實；根據本研究統計，發生最高的事故肇因依序是未能保持穩定空速（42%）、不當的下滑角（29%）、風（20%）、下降率過大（18%）、未能保持穩定俯仰或滾轉姿態（16%）等。這些與民航運輸業所一再提倡的穩定進場條件實有異曲同工之妙。

但本項研究仍有後續需補強之處，如某些航機不穩定進場因素實為其他飛航危害因素造成的結果，而追溯至源頭、了解該飛航因素的成因才是事故調查的本質，如下降率過大實可能是由操作人錯誤的油門設定所造成。在事故調查報告揭露這些資訊時，本項研究如何呈現實際引起不穩定進場的危害因子，而成為有參考價值的統計，是可以繼續努力的方向。

3.2.3 鑑識工程教育 - 事故調查員養成

本屆論壇中有一專門時段在探討航太工程教育相關議題，本篇論文由荷蘭台夫特（Delft）科技大學學者提報，提報人同時也曾擔任荷蘭安全委員會 DSB 的事故調查員。鑑識工程應用面向在於，使學生能夠從一個事故（或犯罪現場）的各項證據當中，藉由觀察現場、收集資料、安排檢測實驗、邏輯分析來抽絲剝繭還原可能的事故/犯罪發生成因。這與航空事故調查的基本程序是類似的，因此本課程也可以讓學生了解荷蘭安全委員會在進行安全調查時的程序及原則。在為期一學期八周的緊湊課程（如圖 12）中，學生除了要先了解安全調查的基本程序（如事實資料收集、邏輯分析、結論與改善建議、報告撰寫）外，也同時開始要藉由不斷的實際練習來學習邏輯演繹、批判思考與假設能力：如藉由觀察一盒打破的蛋與輔助圖片，來推理一盒蛋曾經發生的過去；或是由一條壞掉的腳踏車鏈，藉由各種方法（如與正常腳踏車鏈比較、針對壞的腳踏車鏈進行測試等）確認其故障原因。

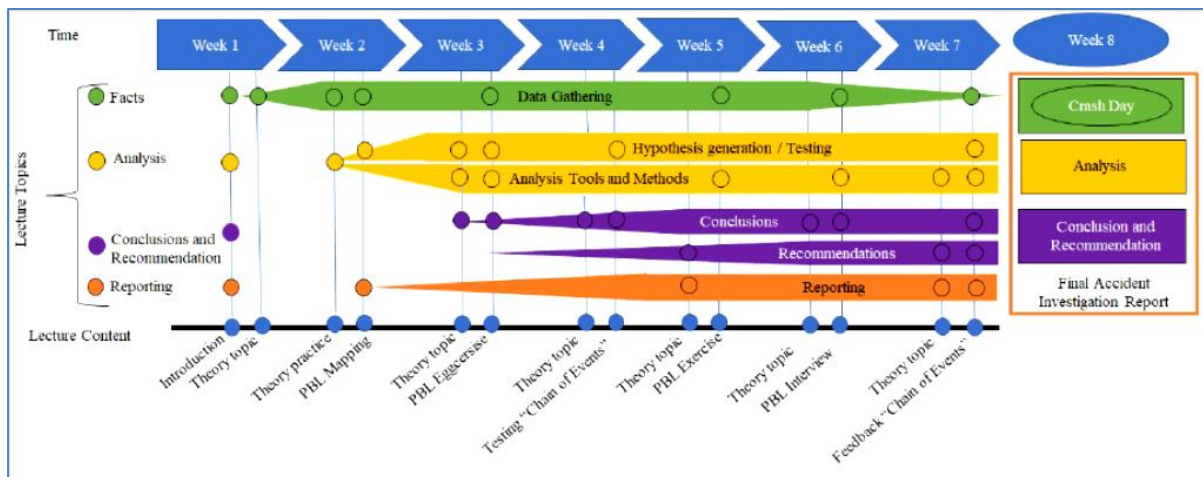


圖 12 荷蘭台夫特大學鑑識工程課程設計

本課程最後一周是進行一名為「crash day」的期末測驗。學生分組進行一模擬普通航空器事故現場的調查工作（圖 13），利用學期中學習的各項原理，進行推斷事故肇因的調查程序。讓學生藉由團隊合作的方式，觀察並紀錄載具的損壞狀況，成立情況假設後進行邏輯演繹分析並研討可能的損壞模式及過程，最後得到驗證後的結論，並撰寫報告。



圖 13 荷蘭台夫特大學鑑識工程期末測驗

四、建議

本次赴美國參加美國航太學會論壇並發表論文，行程圓滿且收獲豐富。會議期間，除藉由發表論文機會與同場與會者交流，審視研究可以發展的後續方向之外，也在其他場次結識同領域各國研究人員、學者，並吸取當前航太領域重要研究進展情報。根據作者近兩年與會經驗，儘管我國有中科院、成大航太等高教航太研究機構／學府，我國產官學界在美國航太學會兩大年度會議上的曝光度仍舊不高，每次大會僅有 2~3 篇論文發表。雖然論文發表數不代表絕對的研究實力，但是研究成果無法於國際舞台上呈現，其背後代表的意義是值得深思的。此外，美國 FAA 轄下有專門研究機構可與 NASA 合作進行民航安全相關研究，相較來說 NTSB 對於參與此類研究態度上就相對保守。原因除可能是 NTSB 工程研發部門本身調查案業務就相當繁重、無多餘人力配合之外；另一方面 NTSB 本身也是對 FAA 改善建議的提出者，參與 FAA 因飛安改善建議而發動的研究恐有球員兼裁判的顧慮。但是安全研究亦是事故調查的延伸，飛安會有能力進行飛安研究，則應持續在調查工作之餘，不斷精進、收集國內外相關研究資料，進行安全相關研究，並與國內外同業進行交流。

據此，筆者提出 2 項建議：

1. 持續關注 FAA 之民航安全相關研究，並適時將研究成果與國內產官學界分享。
2. 持續參與國際飛安研究計畫，如歐盟飛航資料監控研究，並將研究成果於國內外研討會發表，以促進交流並提升我國飛安水平。