



適墜性的發展與相關法規

副教授 陳步偉 副教授 沈坤耀

提 要

航空器的安全性與乘員在事故發生後的可存活率一直為軍用與民用航太產業所關心的重要議題，因此近年來先進國家在適墜性的研究投入了相當的研發資源。適墜性的考慮主要因素可包括：撞擊時駕駛艙與乘客艙所被擠壓的程度、座艙強度值的設計、乘員的座椅與安全帶等約束條件是否提供足夠之能量吸收與緊固的效用、撞擊後油箱所產生的火災與所造成有毒的煙害等。飛機墜落時的乘員安全性依飛機不同之類別與功能性有其不同的影響因素，例如相較於小型固定翼飛機與旋翼機，運輸類別大型客機通常有著較大的可被擠壓空間與提供更多的逃生路徑。雖然適墜性的問題早於1960年代起受到關注，但最早將適墜性的理念列於規範之中的是美國軍規；關於旋翼機的設計標準，民航主管機構雖已考慮此一議題，但囿於製造商成本的考量而僅修訂部分條款。本文主要介紹適墜性的理念、近年來相關的研究與發展、與現今各國民航主管機構對於此一議題所訂定的相關法規。本文也討論如何在設計階段即將適墜性的理念融入，也就是未來飛機設計時，必須考慮如何消除或減緩飛機在墜落撞擊時可能造成人員傷亡的各項因素。由於新發展的大型客機如Boeing 787與Airbus380大量採用複合材料做為機體與主要結構使用，因此本研究也將簡要介紹現今民航主管機構對於新型複合材料對於衝擊或掉落實驗的要求。

關鍵字： 適墜性、可存活率、衝擊試驗

適墜性之定義

飛機之適墜性可定義為：當航空器發生可存活的故事時，飛機與其內部系統可提供保護乘員免於致命與受到嚴重傷害的能力，以及提供可逃脫的機會 [1,2]。一般來說飛

機墜落時造成人員傷亡的原因可歸納為下列幾個因素：(1)過大的加速力量、(2)致命的外傷、(3)曝露於各種環境因素所造成的傷害，如火災的燒燙、煙霧的窒息、溺水、與其他有害的化學物質等。所以，有效的適墜性設計，必須考慮避免造成人員傷亡的各種可能

性，而在設計航空器之耐衝擊極限時，須有效的消除或轉移任何以上的因素，其中可能包括：(1)駕駛艙與座艙的強度、(2)適當的座椅與約束系統(restraint systems)、(3)適當的能量減緩系統、(4)是否有可能避免足以造成人員傷亡的環境與物件、(5)在墜落後，是否有火災的防護與足夠逃生的途徑。

自航空器發展開始，就已相當地注重乘員的防護系統，如最早的頭盔與皮夾克以及座椅安全帶，這些提供予駕駛員與乘員的安全裝置，已為民用航空界所採用。但適墜性的研究一直至1952年，才首先由DeHaven [3] 在Society of Automotive Engineers的年度會議中，針對飛機與小客車在意外發生時的乘客存活率與整體系統的關係做一較有系統性的探討。雖然五十年前已開始討論飛機墜落與存活率的議題，但美國軍方自越戰後才認知此問題的重要性，並著手進行此一方面的研究[4]，但較有系統的論述遲至於1989年美軍出版的五篇報告Aircraft Crash Survival Design Guide (AD-A218 434~438)[5]，不過主要內容仍僅限於直昇機的適墜性設計。目前該設計指南已實際的應用於美國的UH-60 Black Hawk (Sikorsky)與AH-64 (Hughes/Boeing)兩種型式的直昇機，並已在各種墜落狀況中，證明了應用在設計階段考慮適墜性的價值，但美國民航法規(Federal Aviation Regulations, FAR)卻仍未將適墜性設計的主要精神完全融入相關標準之中。

在適墜性的研究中，一般將人員傷亡的原因歸於兩大類，一為直接性的創傷，另一為環境所造成的傷害(如火與煙霧…等)。在直

接性創傷的各種因素中，主要來自於在飛機墜落時的能量或力，直接轉移至駕駛員或乘客來承擔，而所造成的傷害為最嚴重。若要避免飛機在墜地時的力或能量直接傳遞至機上的乘員，則可考慮使用：(1)可吸收衝擊能量的起落架系統、(2)可被擠壓以吸收撞擊時能量的地板結構(floor or sub-floor structure)、(3)具吸收能量的座椅等。在另一方面，為避免機體結構在墜落撞擊時，其零組件脫落而造成人員的傷亡，因此結構與其組件的設計及其可負載的能量在適墜性分析上為一需要特別強調的重點。

飛機的適墜性與其特定的設計以及墜落傷害的關係其實牽涉到許多層面，並且各因素錯綜複雜。適墜性設計的基本原則，可以用CREEP來說明，其中C:Container (機艙)、R:Restraint (約束)、E:Energy (能量)、E:Environment (local) (區域的環境)、P:Postcrash factors (墜落後的因素)等五個基本原則。

機艙(Container)為飛機的駕駛艙與乘客艙，或泛指機身整體結構。此一部分為機艙的外殼(shell)與機艙的結構須有足夠的強度，以保護乘員，在可存活之墜落衝擊情況下的安全。因為在墜落時，整體結構的破壞與坍塌是造成乘員傷亡之最通常發生的因素。在飛機上相關的儀器與設備，特別是具較大重量的引擎或螺旋槳等必須考慮其緊固的強度，以免飛脫撞擊機艙。在飛機機體設計上，另須考慮機鼻與機腹的外型，避免機鼻或機身縱軸在墜落時，由於姿態或角度過大而產生瞬間的減速。一般來說，乘員座艙在

撞擊時的動態變形量不得超過15%[6]。

約束(Restraint)系統的適墜性主要是指飛機在墜落時，飛機座椅不得從其堅固處脫離，以及乘員的安全帶須維持其有效的功能。不論其機艙的強度如何，若乘員不能適當的受到約束系統的保護，在墜落過程中也可能受到傷害；特別是座椅與地板間的堅固系統須有一良好的設計。

能量(Energy)特別是指一般固定翼小飛機、輕航機與直昇機等。該類飛機不像運輸類別(transport category)的飛機具有較多可被擠壓的空間與吸震的結構可降低墜落時的人體受力，此點通常又特別以垂直方向(+Gz)的受力差異為最大。在直昇機與固定翼的輕航機的設計上，一般有三個部分可用來吸收垂直方向的能量：起落架、底板結構、與座椅系統。以Black Hawk與Apache直昇機為例，該兩型飛機的固定式起落架與座椅在設計上可提供在約12.8 m/s (42 ft/s)的速度下瞬間靜止的能量吸收，並估計可承受在15.2 m/s (50 ft/s)的垂直衝擊；在其中，起落架承擔了在墜落時約一半的能量，而底板與座椅吸收剩餘的一半衝擊能量。

區域的環境(Local Environment)為指駕駛員或乘員在動態墜落的情況下可活動的空間。在適墜性設計中必須考慮在座艙中或所謂的乘員的區域環境中，不可有任何危險物件在墜落中或飛機受到往復力量作用下鬆脫(如座位上方的置物箱)而造成人員傷亡。

墜落後的因素(Postcrash Factors)主要為飛機在墜地後，一些可能的危險因子，如火災、有害煙霧、漏油、爆炸、溺水…等。所

以航空器的適墜性設計，必須考慮乘員如何迅速脫離危險的環境，以及消除以上提及可能造成危害的效應。航空器墜落後以油料燃燒爆炸最常造成人員的傷亡，因此美國陸軍自1970年代起在軍用直昇機上使用CRFS (Crash Resistant Fuel Systems)，並訂定相關的設計規範[7]。據統計美軍自1970年到1997年間，使用CRFS的直昇機僅有一件在墜落後因油箱燃燒而致死的故事，而在此之前，若無使用CRFS則有42%的傷亡率是因為燃燒爆炸所造成[1]，由此可看出CRFS的有效性。但由於製造成本增加的因素，美國FAA直至1994年才將強制使用CRFS的法規訂定於民用直昇機驗證體系之中[8]。CRFS不僅僅在於使用耐撞擊的油箱，並且須在管路、封膠、閥門、自鎖緊固件…等關鍵零組件的設計上一併予以考慮才可達到適墜性的目的。

適墜性的相關研究與法規的發展

NACA (National Advisory Committee for Aeronautics)亦早於1960年代進行航空載具在撞擊時人員安全的試驗，該測試將一飛機沿著軌道拖曳撞擊一土堆。在1970年代，NASA(National Aeronautics and Space Administration)在Langley Research Center將原本設計給阿波羅計畫(Apollo Program)登月小艇在月球降落時的研究設施(Lunar Landing Research Facility)，進行改裝後開始進行整架飛機的墜落動態衝擊實驗設施(Langley Impact Dynamics Research Facility, IDRF)[9](圖一)。該設施的主要測試平台為一240英尺高400英

呎寬的龍門型吊架，由兩根懸吊鋼纜將所測試的飛機或機體升起，並由另一根鋼纜拉起待測的飛機而由懸吊鋼纜進行鐘擺運動(類似標準的衝擊試驗)撞擊地面(圖二)，由懸吊鋼纜的長度可控制撞擊時的角度($0^{\circ}\sim 60^{\circ}$)，而飛機被懸吊的高度來決定撞擊的速度($0\sim 60$ mph)，在特殊的測試中，若要增加撞擊速度到100 mph，則在待測飛機的機翼裝置加速火箭，以增加撞擊時的速度。

NASA自1972年起與FAA(Federal Aviation Administration)以及美國航太產業合作，從事於普通航空類別飛機的適墜性研究，主要包括三個方面：(1)環境技術(environmental technology)：主要在於失事現場的評估與各項參數的蒐集，以做為後續整機實驗與驗證的參考依據，並期望由其中可在各項撞擊條件中，找出所能允許乘員存活的參數範圍；(2)機體設計(airframe design)：運用現有的分析技術以進行機體結構崩塌的評估，主要參考各項事故中機艙變形的參數，特別是著重於機體底板(subfloor)的受力情況，以期發展



圖一 NASA IDRF設施[9]

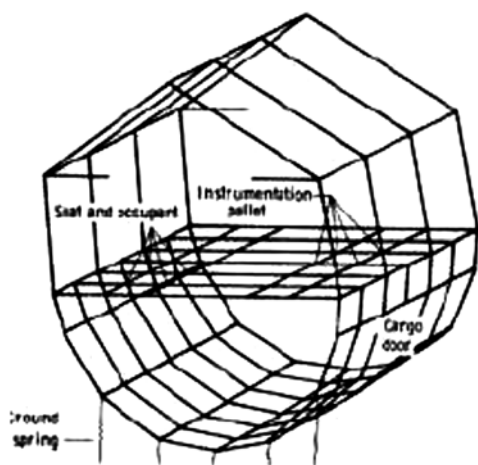


圖二 NASA IDRF固定翼小飛機衝擊實驗[9]

新的分析技術；(3)零件設計技術(component design technology)：主要是探討座椅與約束系統在墜落時的功能，並期望能改進座椅與約束系統在墜落時的整體性。NASA當時在發展新的分析模擬技術方面，主要在於尋找飛機在撞擊時的參數，包括飛行速度、飛行路徑角度、俯仰角度、滾轉角度…等對於結構破壞的影響與模式。NASA也與Northrop Grumman Aerospace公司合作發展出DYCAST (Dynamic Crash Analysis of Structures)程式以用來分析飛機墜落時底板與座椅的力量極限(load-limiting)。NASA在1982年起與FAA合作開始進行商務飛機(commercial transport

aircraft)的墜落分析(如圖三)，因為當時民航界開始大量使用大型廣體客機，NASA進行了Boeing 720與Boeing 707機體的掉落實驗(drop test)以蒐集墜落與損傷的數據，在實驗中Boeing 720飛機的下沉速度為每秒17英呎(5.18 m/s)，縱向速度為150 knots (277.8 km/hr)；在1999年的Boeing 737掉落實驗中，該飛機的掉落速度為每秒30英呎(9.14 m/s)，主要是以實驗結果來比對與修正電腦所模擬的結果。NASA自1990年代起也開始陸續對於使用複合材料的機體結構進行類似的研究。

美國NTSB(National Transportation Safety Board)在1980年提出了針對於在1974年至1980年間普通航空類別(General Aviation)所發生的意外事故研究報告[10]，並提出建議要求FAA進行改善工作。因此FAA自1980年到1996年成立了一非正式的小組General Aviation Safety Panel (GASP)負責研究普通航空業安全性的議題，以提供相關建議措施，其中也包括了適墜性的探討。目前在FAR中



圖三 NASA DYCAST Boeing707的掉落實驗模型[9]

並無直接載明適墜性的設計，在FAR 23 [11]與FAR 25[12]主要提及如起落架的衝擊能測試或動態測試的符合性(FAR §23.723~727)，或如FAA對於座椅系統的安全規劃主要以TSO-C39c[13]與 TSO-C127[14]為標準，TSO-C127中關於座椅與約束系統的最大靜力測試與衝擊試驗主要依據SAE的AS 8049[15]來執行各項測試，而歐盟亦採用同一標準[16]。FAR中其他章節亦僅提及耐火性對於安全的議題，而非將適墜性做一完整的介紹與規範上的要求。因為提昇適墜性的設計對於製造商與民航業者而言，即為成本的增加、性能的降低、重量的增加等，也就是將提高不少的營運成本。例如FAA曾於1990年提出NPRM(Notice of Proposed Rulemaking) 85-7A[17]嘗試修改FAR 23之” Crash-Resistant Fuel System”，但隨即接到各方的意見，要求FAA提出對於此一標準的實質上安全改善之證據以及經濟上的評估。FAA則在1999年底發布對此議題的結論是”並無潛在的利益”，而因此撤回該NPRM。但在1994年，FAA的NPRM 90-24[8]通過修改了FAR 27 Airworthiness Standards：Normal Category Rotorcraft與FAR 29 Airworthiness Standards：Transport Category Rotorcraft中相關於普通類別與運輸類別旋翼機的Crash Resistant Fuel Systems。並在NPRM 90-24中對於”可存活的墜落(survivable crash)說明了在法規上的定義：在旋翼機各軸向上，不得超過人體對於加速度的容忍極限，並且在衝擊時與衝擊後，乘員週遭的結構與結構空間需要足夠的完整空間以提供存活，飛機上不得有任何物

件鬆脫以導致人員的危害。

但相對而言，若在飛機設計階段，就融入適墜性的理念，將可：(1)在事故中降低人員傷亡的機率，以及(2)在可承受的墜落或衝擊力量之下，機體結構的損傷度降低，也就是可減少維修的成本，甚至節省因撞擊後報廢整架飛機的損失。例如Black Hawk與Apache兩型直昇機符合美國軍規中適墜性的設計，因此實驗證明在以6.1 m/s(20 ft/s)的降落衝擊中並無任何的結構損傷，而且亦不會造成人員的傷害，但若在相似的條件下，若無考慮適墜性的飛機，則可能產生極大的破壞。因此，若將上述NPRM 90-24中FAA關於「旋翼機」的”可存活墜落”的規範，將之適用於「固定翼小飛機」(small fixed-wing aircraft)，相信當可提高操作上的安全性。特別是當前我國推動輕型航空器運動休閒產業上的發展將有實質上的助益。

加拿大交通安全委員會(Transportation Safety Board of Canada)在2005年特別針對小型飛機墜落後的火災(Post-Impact Fires, PIF)提出研究報告[18]。在該篇報告中，研究了自1976年至2002年具動力小型飛機所生之PIF，並認為起飛重量在5,700公斤(12,566磅)以下的飛機在意外發生時各種致命的情況中，PIF佔了關鍵的因素。該研究也指出在可能的存活的意外中，有三個主要的影響因素：(1)衝擊能量不超過人體所能忍受的範圍、(2)機體結構空間必須可提供存活的空間、(3)足夠的乘員的約束系統。因此該研究主要的目標在於研究現有航空規範關於此項的規定、目前防範的技術、存活率的各項因素、新防護標

準與新措施所預計的花費、如何改裝現有的機型、以及未來新設計的需求。

歐盟的Aircraft Safety User Group 6 在2004年也發表了”適墜性”的研究報告[19]，其中提及目前(2004年)全球有15,000架客機，預估在2018年將會一倍於此的客機從事營運的服務，但在現今客機發展仍首重於乘客舒適度的提昇，而忽略航空器所潛在的風險，包括疲勞的破壞、腐蝕的問題、老舊飛機的使用以及其他高風險的議題，也就是無論人為因素或其他機械問題所產生的意外事故中乘客的存活率。因此歐盟開始提倡Total Aircraft Crashworthiness and Societal Safety (TACASS)的理念，主要有三個目標：(1)在飛機設計時，即將適墜性的理念融入，以降低飛機在墜落時的力量轉由乘客來承受而超過人體所能負荷的極限、(2)發展新的技術或使用新的材料運用於結構件之上，使飛機在墜落時可藉由機體的變形與能量的消散或吸收來減少對於乘客的傷害、(3)在機體結構強度設計上，保持飛機在墜落的過程中，有足以降低讓乘客不致受到衝擊力量的空間。該報告也指出，在此安全性的考慮之下，複合材料(Fiber Reinforced Composites, FRC)或許是一個較佳的選擇。

近年來，Boeing 787與Airbus A380大型客機的發展，受到世人的矚目，除了該兩款客機的效能大幅提昇之外，主要也是使用了大量的複合材料。Boeing 公司在2007年九月六日宣布，該公司最新的787型大型客機已完成機體的掉落實驗(Drop Test)[20]，該實驗主要是由FAA所提出的要求，證明以使

用碳纖維複合材料為主的787機體的適墜性功能，可以與傳統使用鋁合金為主的機體在耐衝擊能力是相符合的。該公司也曾在同年八月執行Apache直昇機十呎長機體的掉落測試。Boeing公司並宣稱，目前已建立該實驗的電腦模擬平台，而不再需要在飛機發展的過程中，以實體的機身執行掉落或墜落衝擊試驗。Airbus 新型A380客機也宣稱該架飛機執行過起落架的掉落實驗[21]，該實驗為在起落架上放置與飛機相同重量的物件，在每秒12英呎(3.66 m/s)的速度下掉落，以測試該起落架的結構安全性，以及曾對A321、A340與A380等飛機執行墜落模式的有限元素分析[22]。由於A380飛機採用許多新的設計，因此FAA也特別在2005年提出特別條款[23]要求Airbus說明該型飛機“合理存活率的極限”(Limit of Reasonable Survivability)，FAA希望該型飛機至少能維持或高於目前大型客機在墜落時的乘客存活率，所以Airbus公司必須執行相關的測試或提供可供認證的分析數據。

結 語

由以上歐美先進國家對於各類別航空器適墜性相關議題與法規的簡要介紹，以及持續追求航空器安全的目標，可知適墜性的研究將成為未來新型飛機發展重點與驗證項目之一。在旋翼機適墜性的議題方面，美國軍方的研究目前仍領先民航機構，例如UH-60A/L與OH-58D兩種型式的軍用直昇機已採用如同小客車所使用的氣囊(Cockpit Air Bags Systems, CABS)做為逃生系統的一部分。雖

然適墜性的充分條件與人員在墜落後的存活率有各種因素的影響，但值得注意的是，機體整體結構可吸收的衝擊能為其中最重要的關鍵。目前適墜性研究的焦點起始於旋翼機，而近年來，FAA與EASA才著手進行運輸類別飛機的墜落性研究與相關法案的修訂，相信未來必然將適墜性的設計理念(design-in)推及於所有固定翼飛機之驗證標準。

參考文獻

- [1] Dennis F. Shanahan, “Basic Principles of Crashworthiness”, RTO-EN-HFM-113 Pathological Aspects and Associated Biodynamics in Aircraft Accident, The Human Factors and Medicine Panel (HFM) Lecture Series, Madrid, Spain, 28-29 October 2004.
- [2] Bruce Byers, “Crashworthiness”, Flight Safety Australia, pp. 33, November 1998.
- [3] H. DeHaven, “Accident survival - Airplanes and Passenger Automobile”, presented at the Annual Meeting of the Society of Automotive Engineers, SAE 716 pp. 1-7, January 1952.
- [4] William N. Reed and James Avery, “Principles for Improving Structural Crash Worthiness for STOL and CTOL Aircraft”, US Army Aviation Material Laboratories Technical Report 66 39, June 1966.
- [5] “Aircraft Crash Survival Design Guide”, AD-A218 434~438, Aviation Applied Technology Directorate, US Army Aviation Research and Technology Activity (AVSCOM), February 1989.
- [6] “Light Fixed and Rotary-Wing Aircraft Crash Resistance”, MIL-STD-1290A(AV), September 26, 1988.
- [7] “Tank, Fuel, Crash-Resistant Aircraft”,

- MIL-T-27422B, U.S. Department of Defense, 1971.
- [8] NPRM 90-24, Federal Register : October 3, 1994 (Volume 59, Number 190), Page 50380, Federal Aviation Administration, 14 CFR Parts 27 and 29, Docket No. 26352 ; Amendment No. 27-30, 29-35, RIN 2120-AC68, “Airworthiness Standards ; Crash Resistant Fuel Systems in Normal and Transport Category Rotorcraft”
- [9] Joseph R. Chambers, “Concept to Reality : Contributions of the NASA Langley Research Center to U.S. Civil Aircraft of the 1990s” , NASA SP-2003-4529, NASA, October 17, 2003.
- [10] “Safety Report-The Status of General Aviation Aircraft Crashworthiness” , NTSB-SR-80-2, National Transportation Safety Board, December 17, 1980.
- [11] FAR 23 - AIR WORTHINESS STANDARDS : NORMAL, UTILITY, ACROBATIC, AND COMMUTER CATEGORY AIRPLANES, FAA, December 11, 2008.
- [12] FAR 25 - AIR WORTHINESS STANDARDS : TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES, FAA, December 11, 2008.
- [13] TSO-C39c, “9G Transport Airplanes Seats Certified by Static Testing” , Aircraft Certification Service, FAA, February 13, 2004.
- [14] TSO-C127, “Rotorcraft and Transport Airplane Seating Systems” , Aircraft Certification Service, FAA, March 30, 1992.
- [15] AS 8049 Rev. B, “Performance Standard for Seats in Civil Rotorcraft, Transport Aircraft, and General Aviation Aircraft” , SAE, January 2005.
- [16] Deviations Request #24 for an ETSO Approval for CS-ETSO Applicable to an Aircraft Seat (ETSO-C39b), 2008.
- [17] NPRM 85-7A, Airworthiness Standards : Crash Resistant Fuel Systems” , FAA, February 28, 1990.
- [18] “Post-Impact Fires Resulting from Small-Aircraft Accidents” , Safety Issues Investigation Report SII A05-01, Transportation Safety Board of Canada, 2005.
- [19] Clive Chirwa, J. Latchford, M. Mao, and T. Cheng, “European Vehicle Passive Safety Network 2” , Report Task 5.6 on Aircraft Safety, February 25, 2004.
- [20] http://www.domain-b.com/companies/companies_b/boeing/20070907_fuselage.html
- [21] Tim Brown, “Crashworthiness of Aircraft for High Velocity Impact” , June 19~26, 2006
- [22] Muscle & Finesse, Airbus, http://www.alcoa.com/fastening_systems/en/pdf/fortune_final.pdf
- [23] Proposed Special Condition, page 46102-46104, Federal Register Volume 70, Number 152, August 9, 2005.

作者簡介

陳步偉先生，美國紐約州立大學航空機械工程博士，現任職淡江大學航太工程學系副教授。

沈坤耀先生，空軍備役上校，空軍官校58期、美國科羅拉多大學航太工程博士，曾任中山科學研究院研究員，現任職嶺東科技大學學資管系副教授。