輕型運動類飛機起落架損傷容忍分析

陳步偉 蕭鈞元

淡江大學航空太空工程學系

摘 要: 隨著航空科技的發展，對於飛機安全上的考慮與設計理念也不斷進行修正。幾次重大飛行事故都顯示安全壽期與失效安全的設計概念都無法保證飛機結構的安全，其中裂紋成長是主要造成疲勞破壞的主因。起落架爲輕航機最主要的結構件之一，因此其損傷容忍分析是相當重要的。本研究的主要目的是使用有限元素軟體FRANC2D與壽期分析軟體AFGROW進行輕型航空載具起落架之損傷容忍模擬分析。本文並探討不同初始裂紋位置與不同材料對起落架在長期負載下之壽命的影響。本研究比較了四種鋁合金材料分別爲 6061-T6、6061-T651、2024-T3、7076-T6、以及鈦合金 Ti-6Al-4V 與合金鋼 4340 的應力強度因數與裂紋成長的關係。本文也調查了在既有裂紋情況下，其殘餘強度值與壽命的關係。

關鍵詞: 輕航機；起落架；損傷容忍；有限元素法

Damage Tolerance Analysis of Light-Sport Aircraft Landing Gear

Pu-Woei Chen, Jyun-Yuan Siao

Department of Aerospace Engineering, Tamkang University

Abstract: The philosophies of aircraft design were changed with aircraft development. Several aviation accidents show that safe-life design and fail-safe design cannot ensure structure safety of operation. In Federal Aviation Regulations, for each part of the structure which could contribute to a catastrophic failure must also be evaluated by damage-tolerance analysis. The purpose of this study is to use finite element analysis software FRANC2D and crack growth analysis software AFGROW to simulate damage-tolerance behavior in light-sports aircraft landing gear, and discuss the results of initial crack locations and materials. Materials are aluminum alloy 6061-T6, 6061-T651, 2024-T3, 7075-T6, titanium Ti-6Al-4V and alloy steel 4340.

Key words: light aircraft; landing gear; damage tolerance; finite element method

飛機結構件在製造之始，就可能存在微小裂紋或應力集中之處。而飛機在使用過程中長期承受往復力量的作用、震動、以及外界環境的變化，都可能造成裂紋擴展以及疲勞破壞的現象。1977 年一架飛往 Nairobi(Kenya)的 Boeing 707-321C 在接近機場降落前，飛機的右側水平安定面脫落，該架飛機因而失控墜毀。事故調查結果[1]是由於右側水平安定面後部翼樑的疲勞裂紋破壞，而所剩餘的前部翼樑無法承受全部的負載，因此造成意外的發生。1988 年 Aloha 航空公司編號 243 的 Boeing 737 飛機在 24,000 呎航行時，前右機艙蒙皮突然剝落 18 呎。NTSB 在事故調查報告[2]中指出該架飛機由於起降的頻率高，因而導致蒙皮與機身主結構搭接之處產生許多微小裂紋。那些裂紋降低了該處的結構強度，而主裂紋在生成後與其餘微小裂紋結合，導致裂紋迅速擴展而造成事故的發生。由於類似事故不斷的發生，引起了航空產業界與民航主管機構對於飛機疲勞設計與維修時裂紋檢查的認知與關注。

為提升飛航安全，隨著航空器的發展與飛航事故的發生，各個時期航空器設計與修護的理念也不斷地修正。以往安全壽期(Safe-life)與後來的失效安全(Fail-safe)設計，都無法有效保證飛行時結構的安全性。因此當 1977 年採用失效安全概念所設計的波音 707-321C 飛機發生事故之後，隔年 FAA

將損傷容忍的概念加入飛機結構設計規範 FAR 25.571 之中。損傷容忍是透過評估目前結構的狀況，分析裂紋擴展產生的影響，並配合適當的修護計畫適時修正這些結構缺陷，確保結構有足夠強度維持安全的飛行。在 Aloha 事故之後，FAA 又修訂了 FAR 25 中相關於疲勞與損傷容忍的規定。例如在 1998 年提出 FAR 25.571 amdt 25-96[4]中特別針對於可能發生多重位置疲勞破壞或多重元件破壞(multi-site fatigue damage/multi-element damage, MSD/MED)需特別執行安全檢驗的觀念。其後，又著眼於現今高齡飛機的營運安全議題，在 2010 年頒佈了廣泛性疲勞損傷(Widespread Fatigue Damage, WFD)規則[5]。其中說明由於金屬結構在每次飛行中因為加壓與減壓的往復應力作用下，極可能產生裂紋。因此要求飛機製造業者與航空公司在現有起飛重量大於 75,000 lbs 以上的運輸類別的飛機建立一個起降次數或飛行小時數的限制。該法規影響層面相當大，預計美國現有的 4,198 個機種將受到此一規則的影響。由 FAA 訂定此一規則可知，FAA 對於飛機結構疲勞議題的重視程度。

FAA 在現行的法規中，對於任何失效後會導致重大事故的結構件均應該符合疲勞設計與損傷容忍設計的規範。起落架為飛機最主要的結構件之一，因此其疲勞與損傷容忍的分析是相當重要的。FAR 25.571 為主要規範飛機結構損傷容忍與疲勞評估的條文。但是該規範主要適用於大型飛機，並沒有針對輕型飛機做一適當的約束。由 2010 年 General Aviation Manufacturers Association (GAMA) 的統計[6]中可知，美國輕航機的平均機齡已逾三十年以上，因此輕型飛機多數已可能產生結構疲勞損傷的隱憂。2011 年六月由 EASA 所頒佈的 CS-VLA[7]中之 AMC Subpart B – Standard Specification for Design and Performance of Light Sport Aircraft Aeroplane 強調輕航機設計上需考慮材料的疲勞測試或計算。因此可知目前民航主管機構已認知輕型飛機結構疲勞設計的重要性，因此將相關需求明列於法規之中。

1 相關文獻

目前應用於評估飛機損傷容忍的分析工具主要為有限元素分析程式的 FRANC2D/L 與 AFGROW。FRANC2D/L 是由美國康乃爾大學破壞力學小組(Cornell Fracture Group)針對美國航空太空總署(NASA)委託研究機翼老化與疲勞破壞等特性所開發的分析軟體。AFGROW 是由美國空軍實驗室所開發的損傷容忍分析軟體，可以用於分析初始裂紋、疲勞裂紋擴展、評估結構壽命。除以上分析工具之外，ANSYS 等軟體雖然有裂紋相關計算指令，然而對於裂紋擴展之計算需要較為複雜的操作流程並且諸多使用上的限制[8]。

2002 年 Trego 與 Cope[9]使用 FRANC2D/L 進行飛機蒙皮(鋁合金 2024-T3)與機身結構鉚釘(鋁合金 2117-T4)搭接處(riveted lap joints)的損傷容忍分析。該文說明 FRANC2D/L 的計算結果可以準確的取得接合處裂紋尖端的應力參數，並且與實驗結果相符合。在小型飛機方面，Vega 和 Quiroz[10]使用 FRANC2D/L 與 AFGROW 評估 ENAER T-35 PILLAN 特技飛機(符合 FAR Part 23)之機翼結構的損傷容忍度。該文使用有限元素法模擬飛機在飛行包絡線內負載下應力強度因子(SIF)與飛行時速之關係，其結果可做為評估飛機維修計畫時使用。Whitney 與 White[11]發表了對於平均壽齡近 32 年的六人座 Cessna 210 飛機結構件依循 FAR 23 的疲勞與損傷容忍分析報告。該文使用有限元素法計算機翼之連接件與凸耳的裂紋擴展分析。該文也指出對於大型飛機結構損傷容忍的要求在小飛機的結構分析上有其差異之處，如小飛機通常承受較低的負載以及小飛機不像大型客機有種多重負載路徑的設計。目前關於起落架的結構容忍損傷分析絕大部份仍偏重於大型飛機，美國軍方對於與輕航機起落架要求相似的直昇機起落架已有相關的研究[12]。由於個人使用的輕航機與輕型運動類飛機已廣泛的使用，因此對於該類別飛機起落架的結構損傷容忍研究有其必要性。

2 實驗

本文主要使用有限元素分析軟體與壽期計算軟體，進行輕型飛機起落架之損傷容忍模擬分析。本研究之實驗流程為: (1) 使用CASCA程式建立STOL CH 701輕航機起落架之2D模型; (2) 將所建構之模型匯入FRANC2D並設定邊界條件以進行靜態分析與應力強度因子(K)之計算，以取得裂紋長度與應力強度因子(a vs. K)之關係; (3) 由FRANC2D亦可取得後續執行AFGROW所需要的修正係數β (modification factors)與應力強度因子之關係; (4) 將應力強度因子與相對應之β值匯入AFGROW進行起落架壽期計算，以取得裂紋長度與循環負載次數(a vs. N)之關係; (5) 最後，由裂紋長度、臨界應力強度因子(K_{IC})、與β之間的關係，可得到不同材料起落架之裂紋擴展以及循環負載對於殘餘強度(S_r)的影響。

本研究為確認損傷容忍模擬參數設定的正確性，首先依據 ASTM E399 所訂定之應力強度因子建立樣本模型。在 ASTM E399 中所規定之單邊凹槽彎曲試件(Single Edge Notched Beam, SENB)之試件尺寸如圖一所示，其中試件之厚度規定於計算式(1)。在實驗中使用輕航機起落架所使用的鋁合金6061-T6 做為模擬測試的材料。該材料之臨界應力強度因子為 28.57 MPa$\sqrt{m}$，降伏應力(σ_{ys})為 282 MPa。在該模擬之參數所設定的厚度(B)為 0.03 m、寬度(W)為 0.06 m 以及樣本長度(S)為 0.252 m。所施加的負載為 10,000 N。再經由 ASTM E399 所提供之應力強度因子計算公式(2)以與模擬後的結果比較。

$$B \geq 2.5\left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}}\right)^2 \tag{1}$$

$$K_Q = \frac{PS}{BW^{1/2}} \cdot f\left(\frac{a}{W}\right) \tag{2}$$

$$\text{其中 } f\left(\frac{a}{W}\right) = 3\sqrt{\frac{a}{W}} \cdot \frac{1.99 - \left(\frac{a}{W}\right)\left(1-\frac{a}{W}\right)\left[2.15 - 3.93\frac{a}{W} + 2.7\left(\frac{a}{W}\right)^2\right]}{2\left(1+2\frac{a}{W}\right)\left(1-\frac{a}{W}\right)^{3/2}} \tag{3}$$

當完成以上之ASTM E399標準樣本與FRANC2D模擬參數設定的正確性測試之後，即進行探討輕航機起落架在不同條件下之裂紋擴展與應力強度因子之關係。在FRANC2D起落架分析實驗中所需的邊界條件包括: (1) 材料參數: 本研究除了CH 701輕航機起落架原來使用之鋁合金6061-T6的材料之外，另使用鋁合金6061-T651、7075-T6、2024-T3、合金鋼 AISI 4340、鈦合金 Ti-6Al-4V等材料做為比較。各材料之性質如表一所示，其中K_{IC}為臨界應力強度因子，ΔK_{th}為應力強度因子門檻值，C、n、p、q為材料常數。(2) 負載參數: 本文依據CH 701之最大起飛重量450 kg為負載條件，其負載施加於起落架與輪胎接合處(如圖二中之point b)。(3) 裂紋參數: 為調查起落架上不同位置所造成裂紋成長的效應，本實驗設定初始裂紋位置分別為以下三處(圖二): (i) 起落架彎曲處(point a); (ii) 輕航機起落架最大應力發生於起落架與機身接合處(point b)[13]; (iii) 起落架中心(point c)。吾人將以上邊界條件輸入FRANC2D之中，並設定初始裂紋長度為0.001 m以及每次裂紋成長0.001 m。藉由FRANC2D的計算，將可得到不同材料在450 kg負載下之裂紋擴展與應力強度因子的關係。並將其結果轉換為AFGROW模擬分析所需輸入之修正係數β值。

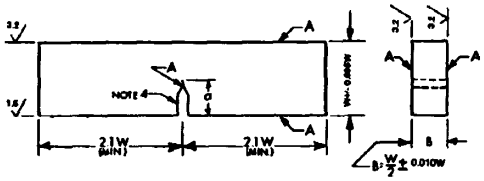
本文使用 AFGROW 來分析起落架在裂紋成長下之壽期。AFGROW 的分析流程為: (1) 選擇材料與裂紋擴展方程式。本實驗所使用的裂紋擴展方程式為 NASGRO Equation。NASGRO Equation 定義裂紋成長與壽期之關係式如下式(4)。

$$\frac{da}{dN}=C\left[\frac{1-f}{1-R}\Delta K\right]^{n}\frac{\left(1-\frac{\Delta K_{th}}{\Delta K}\right)^{p}}{\left(1-\frac{K_{\max}}{K_{c}}\right)^{q}} \tag{4}$$

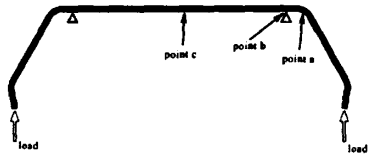
(2) 邊界條件: (i) 設定起落架之厚度(B)為 0.082 m 與寬度(W)為 0.02 m; (ii) 初始裂紋長度為 0.001 m。(3) 負載條件: 設定負載強度(Stress Multiplication Factor, SMF)為 4,410 N 與應力比 R = 0。(4) 輸入修正係數β值。本實驗設定當應力強度因子大於臨界值(K_{IC})時，其負載循環次數(N)即為起落架之壽命值。為了得知各種材料在不同裂紋狀況下所能承受之負載，本研究亦探討起落架在不同條件下之殘餘強度。結構之殘餘強度方程式如下式(5)。

$$S_r=\frac{K_{IC}}{\beta\sqrt{\pi a}} \tag{5}$$

殘餘強度實驗的步驟為: (1) 由靜態負載分析來求得不含裂紋時起落架所能承受之最大應力值; (2) 由殘餘強度公式，計算含裂紋結構之殘餘強度隨裂紋長度擴展的變化量; (3) 結合損傷容忍壽期分析，求出結構殘餘強度隨負載次數之變化。本實驗之結果將以殘餘強度對裂紋(Sr vs. a)關係，以及殘餘強度對負載次數之關係(Sr vs. N)表示。



圖一 ASTM E399-09 單邊凹槽彎曲試件(SENB)



圖二 本實驗負載與初始裂紋設定之位置(point a, point b; pont c)

表一 各材料性質表

	6061-T6	6061-T651	7075-T6	2024-T3	4340	Ti-6Al-4V
ρ (g/cm^3)	2.7	2.7	2.81	2.78	7.85	4.43
σ_{ys} (MPa)	282	248	517	365	1655	793
E (MPa)	68947	68947	71705	73084	206843	110316
ν	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.31
K_{IC} ($MPa\sqrt{m}$)	28.57	29.669	29.669	36.262	60.436	87.907
ΔKth	3.846	4.395	3.297	3.187	3.846	3.846
C	1.8404×10^{-9}	5.0726×10^{-11}	4.0211×10^{-10}	1.5451×10^{-10}	2.5601×10^{-11}	1.6828×10^{-11}
n	2.3	3.884	2.947	3.284	2.7	3.25
p	0.5	0.5	0.5	0.5	0.25	0.25
q	0.5	1	1	1	0.25	0.75

3 結果與討論

圖三為 ASTM E399 之單邊凹槽彎曲試件的理論公式與本研究所使用之 FRANC2D 所求得之應力強度因子比較。由該圖結果中可知兩者之誤差值小於±1%，由此可確認本研究使用 FRANC2D 設定參數之正確性。圖四為不同裂紋位置在負載下裂紋成長時所對應的應力強度因子。圖四中顯示，不同位置在負載下之裂紋成長與應力強度因子的變化趨勢是一致的。其中起落架彎曲處之應力強度因子隨裂紋成長的速度小於起落架與機身接合處以及起落架中心。

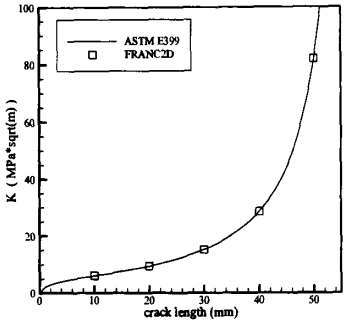
圖五為不同位置在達到臨界裂紋長度時所可承受的循環壽命值(N)。由於起落架彎曲處(point a)的初始裂紋長度為 1 mm 時，該位置之應力強度因子並未達到鋁合金 6061-T6 裂紋擴展的門檻值(crack propagation threshold, ΔK_{th})，因此並未顯示於圖五之中。起落架與機身接合處以及起落架中心的臨界長度均約為 10.94 mm，而其壽命值分別為 $4.8x10^4$ 與 $6.9x10^4$ 次循環。由該圖中亦可知當裂紋擴展的初期長度從 1 mm 到 2 mm 時，在起落架與機身結合處經過了約 $2x10^4$ 次循環。但是要達到相同的裂紋擴展長度，起落架中心處則可承受 $4x10^4$ 次循環負載才會造成相同的裂紋長度。由於該裂紋位置為起落架承受疲勞負載之關鍵點，因此本文後續的研究主要以比較不同材料在該位置之裂紋成長與壽期的關係。

圖六為不同材料起落架在 450 kg 負載下初始裂紋長度為 1 mm 的裂紋長度之擴展與循環負載壽命之關係。表二為不同材料起落架在循環負載下之臨界裂紋長度與可承受之壽期。表二中顯示鋁合金 6061-T6、6061-T651、7075-T6 的臨界裂紋長度均約為 10.9 mm。鋁合金 2024-T3、AISI 4340 與 Ti-6Al-4V 的臨界裂紋長度則分別為 12.1 mm、14.6 mm 與 16.2 mm。如圖六所示，在所測試的材料中，Ti-6Al-4V 有著最大的臨界裂紋長度，而 AISI 4340 卻有著最大的循環壽命。若使用 AISI 4340 做為起落架材料，可承受 $1.3x10^6$ 次循環才會達到臨界應力強度因子。圖七為四種不同鋁合金的裂紋長度擴展與循環負載壽命之關係。比較四種不同鋁合金，其中 6061-T6 的壽期最短。但若 6061-T6 經過應力釋放熱處理後的 6061-T651 的壽期將成長約四倍，並且也是四種鋁合金材料疲勞壽期最長的材料。在四種鋁合金材料中，2024-T3 有著最高的臨界裂紋長度值以及相當優異的疲勞壽命。

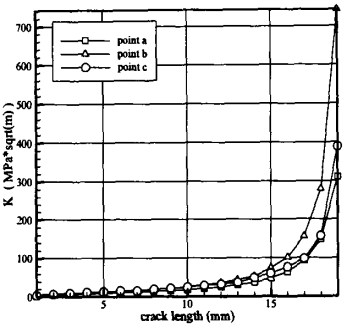
圖八為不同材料之起落架與機身接合處(point b)的殘餘強度與裂紋長度之關係(初始裂紋為 1 mm)。由該圖中可知，Ti-6Al-4V 與 4340 的殘餘強度在裂紋擴展的各階段均高於鋁合金材料的殘餘強度。在四種鋁合金材料中，其中以 2024-T3 的殘餘強度受裂紋擴展長度的影響最小。圖九為不同材料之起落架與機身接合處(point b)的殘餘強度與循環負載之關係。Ti-6Al-4V 在循環初始有著最高的殘餘強度，但殘餘強度在 650,000 次循環後即快速下降。4340 雖在初始的殘餘強度低於 Ti-6Al-4V，但殘餘強度的減少率較鈦合金緩慢，特別是在長期的負載循環下有較佳的表現。在四種鋁合金材料中，2024-T3 雖有著最佳的殘餘強度，但隨著循環負載次數的增加，其長期的表現不若 6061-T651 理想。

表二 不同材料起落架在負載下之臨界裂紋長度與可承受之壽期

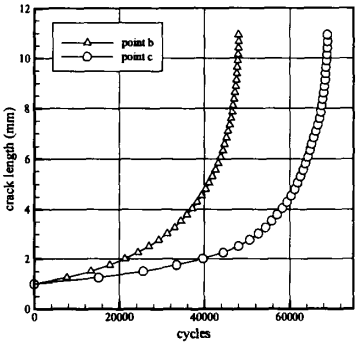
	Critical crack length (mm)	Life cycles
6061-T6	10.942	48,016
6061-T651	10.998	161,559
7075-T6	10.990	58,166
2024-T3	12.107	123,049
AISI 4340	14.637	1321,350
Ti-6Al-4V	16.246	743,571



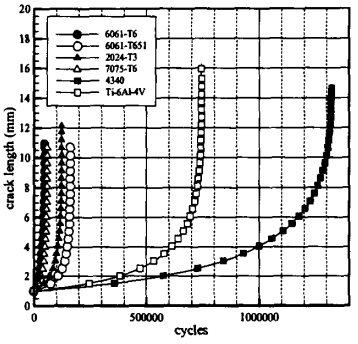
圖三 本實驗之 FRANC2D 之結果與使用 ASTM 標準之比較



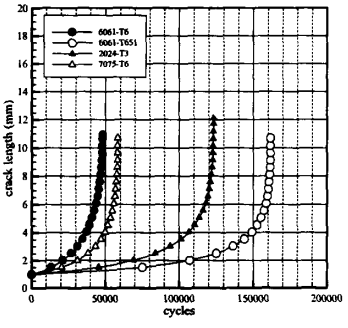
圖四 不同裂紋位置在負載下應力強度因子與裂紋長度之關係



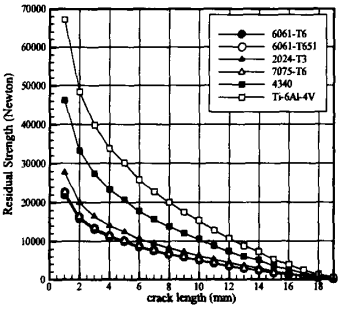
圖五 不同位置在負載下之裂紋長度與循環壽命關係



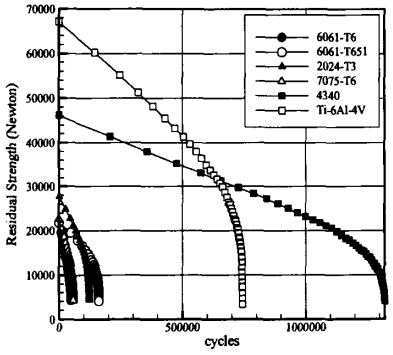
圖六 不同材料在負載下之裂紋長度與循環壽命關係



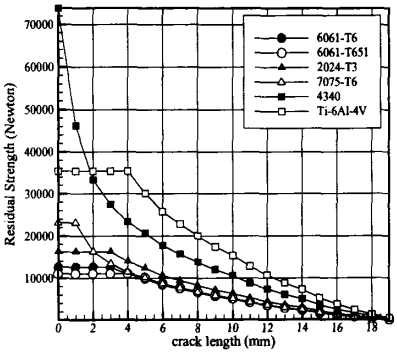
圖七 不同鋁合金材料在負載下之裂紋長度與循環壽命關係



圖八 不同材料的殘餘強度與裂紋長度之關係



圖九 不同材料的殘餘強度與循環負載次數之關係



圖十 不同材料在考慮靜態強度因素影響下的總殘餘強度與裂紋長度之關係

為保證起落架的結構安全，因此起落架的設計必須同時符合靜態強度分析與殘餘強度分析的需求。表三為不同材料做為 CH 701 輕航機起落架可承受的最大靜態負載。圖十為不同材料起落架在同時受到靜態強度以及應力強度因子影響下的總殘餘強度與裂紋長度之關係。圖中前端平直區域為靜態強度分析的結果，起落架可承受之靜態強度主要受到材料之降伏應力的限制。而後端曲線之殘餘應力隨裂紋長度而變化，主要是受到材料之應力強度因子的影響。圖十中顯示，AISI 4340 的靜態強度最高，但在出現裂紋後(裂紋長度 0~2 mm)結構強度就會快速下降；當裂紋長度到達 5 mm 之後，開始呈現平緩下降的趨勢。鈦合金 Ti-6Al-4V 在裂紋長度到達 4 mm 之前，其總殘餘強度基本上不受裂紋擴展的影響，總殘餘強度直到裂紋長度大於 4 mm 之後才開始緩慢下降，但仍是所有測試樣本中表現最好的材料。鋁合金 7075-T6 靜態強度在四種鋁合金中表現最佳，但在出現裂紋後強度下降較快。當裂紋長度為 3 mm 時，鋁合金 7075-T6 的殘餘強度與 6061-T6、6061-T651 的殘餘強度相近。鋁合金 2024-T3 靜態強度雖不如 7075-T6，但殘餘強度隨著裂紋成長的降低率較為緩慢。

表三 不同材料起落架可承受之最大靜態負載

	6061-T6	6061-T651	7075-T6	2024-T3	4340	Ti-6Al-4V
Max. Load (Newton)	12,610	11,072	23,067	16,300	73,815	35,369

4 結論

本研究主要目的是結合有限元素分析軟體 FRANC2D 與裂紋擴展壽期計算軟體 AFGROW，進行輕型飛機起落架結構之損傷容忍模擬分析。本實驗以輕型運動類飛機 Zenith CH701 起落架建立分析模型，首先以 FRANC2D 分析應力強度因子與裂紋成長的關係。為探討不同材料做為輕航機起落架材料的可能性，在實驗中比較四種鋁合金以及合金鋼與鈦合金在既有初始裂紋情況下之壽命值與其殘餘強度。本研究之結論如下:

本文比較三個不同初始裂紋位置在負載下之應力強度因子效應，發覺當初始裂紋位於起落架與機身接合處時，裂紋應力強度因子數值最大。當鋁合金 6061-T6 起落架之初始裂紋為 1mm 時，起落架與機身接合處之裂紋擴展壽命最短，僅可承受 48,000 次循環負載。當初始裂紋位於起落架中心時，裂紋擴展壽命較長，約可承受 68,900 次循環負載，其壽期可為前者的 1.4 倍。當初始裂紋位於

起落架彎曲處，因應力強度因子的增加幅度低於裂紋擴展的門檻值，因此在該邊界條件下不會影響其壽命。

本論文為比較不同材料起落架之結構損傷容忍的反應，因此選定起落架與機身接合處，以研究各種材料之臨界裂紋長度。鈦合金 Ti-6Al-4V 臨界裂紋長度超過 16mm 表現最佳，合金鋼 4340 之臨界裂紋長度亦可達到 14.6mm。在四種鋁合金中 2024-T3 臨界裂紋長度為 12.1mm 為最好，6061-T6、6061-T651、7075-T6 都約為 11mm。

六種材料中，合金鋼 4340 做為起落架材料在可承受循環負載的能力最好，可達到 1,320,000 次循環以上，鈦合金 Ti-6Al-4V 材料起落架的壽命值約為 743,000 次循環。在四種鋁合金中，6061-T651 有著最好的表現，約可承受 160,000 次循環負載。但 6061-T6 在循環壽命中最低，僅為 6061-T651 的 1/4 壽命。鋁合金 2024-T3 與 7075-T6 的循環負載壽命則分別為 123,000 與 58,000 次循環。

鈦合金及合金鋼的裂紋擴展壽命均高出於鋁合金甚多。若以 6061-T6 為比較基準，合金鋼 4340 裂紋擴展壽命是鋁合金的 27 倍，鈦合金裂紋擴展壽命是鋁合金的 15 倍。鋁合金 6061-T651 為 6061-T6 經過不同熱處理之材料，雖然相對於 6061-T6 臨界裂紋長度並無明顯增加，但裂紋擴展壽命可增加到 163,000 次，為原有的 3 倍多。

參考文獻 (References)

[1] Aircraft Accident Report No. 9/78[R], Accidents Investigation Branch, Department of Trade, United Kingdom, February 8, 1979.

[2] Aircraft Accident Report-Aloha Airlines Flight 243[R], NTSB/AAr-89/03, National Transportation Safety Board, April 1988.

[3] R.G. Eastin and J.B. Mowery, 30 Years of Damage Tolerance-Have We Got It Right?[R], 25th ICAF Symposium, The Netherlands, May 28-29, 2009.

[4] Damage-Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure[S], FAR Part 25.571.

[5] Aging Airplane Program: Widespread Fatigue Damage[S], Docket No. FAA-2006-24281, FAA, Federal Register Vol. 75, No. 219, Nov. 15, 2010.

[6] 2010 General Aviation Statistical Databook & Industry Outlook[R], General Aviation Manufacturers Association.

[7] Certification Specifications for Light Sport Aeroplanes CS-LSA[R], Annex to ED Decision 2011/005/R, European Aviation Safety Agency, June 27, 2011.

[8] M.S. Alam and M.A. Wahab, Modeling the Fatigue Crack Growth and Propagation Life of a Joint of Two Elastic Materials Using Interface Elements[J], International Journal of Pressure Vessels and Piping, 82(2), February 2005: 105-113.

[9] Angela Trego and Dale Cope, Evaluation of Damage Tolerance Analysis Tools for Lap Joints[J], AIAA Journal , 39(12), 2001: 2250-2254

[10] Mario Vega and Luis Quiroz, A Framework for Damage Tolerance Assessment[R], Concepción University Department of Mechanical Engineering, August 2001.

[11] Eric J. Whitney and Kim White, Fatigue and Damage Tolerance Evaluation of Cessna 210 Wing Carrythrough Structure[R], Aircraft Airworthiness and Sustainment Conference, Brisbane, 2010.

[12] Harold K. Reddick, Jr., Safe-Life and Damage-Tolerance Design Approaches for Helicopter Structures[R], US Army Research and Technology Laboratories, Virginia, 1983.

[13] Pu-Woei Chen, Shu-Han Chang, and Tsung-Hsign Yu, Analysis of the Dynamic and Static Load of Light Sport Aircraft Composites Landing Gear[J], Vol. 476-478, Advanced Materials Research, 2012: 406-412.