



## 軍事戰略

# 無人飛行載具之結構 受力與振動模態分析

梁燕祝 張政仁 葉廷偉 張博璋

## 壹、前言

近年來，無人飛行載具廣泛地應用在環境監控、氣象偵測與軍事作戰等各種用途上；在執行任務的過程中，載具除了飛行性能須達到任務的要求之外，因應任務需求所搭載的儀器設備更是價值不菲，因此在整體製作過程中，質輕而強健的結構體，並可適當的保護內部裝置，是設計者所追求的目標；在設計過程中，如何有效的評估結構的強度，模擬分析是很重要的一環因數值模擬其具備省時、低成本及多樣化選擇等優點，近年來被廣泛的運用在各種產品的設計及開發。在固體力學的領域中，分析結構受力的商用軟體很多，其中Ansys具備龐大的數值模擬分析功能，包括靜力分析、振動模態、電磁耦合、流場分析、熱傳導等等，本文利用Ansys進行無人飛行載具之結構受力與振動模態分析，以三個階段進行模擬分析：(1)針對特定機翼翼型進行三維機翼振動模態分析，(2)純機身應力分析，(3)全機一體成型之結構受力分析。期使讀者對於機體受力狀況的解析、機翼或機身振動的模態方式，以及結構需要強化的部分有整體的了解。

## 貳、Ansys模擬分析流程

為使讀者了解整體系統標準的分析過程，針對過程中的主要步驟，本文先介紹標準分析流程：

步驟一、Geometry(構件外型)→此項可由軟體內建的繪圖功能加以構圖或由其他繪圖軟體(如Solidwork或CATIA)匯入，但在繪圖軟體匯入時要注意軟體環境的介面，有時因為版本的差異在圖檔匯入時會有不完整的情形發生，而且即使匯入圖檔成功，但在進行Ansys的有限元素網格化處理時會造成破面的情形產生；例如，在進行飛機機翼的網格化時，因為翼剖面的設計為很薄的薄面，因此，假如以一



般預設的網格大小進行網格處理，可能在尖端會產生破面，此時可以選擇進階的網格參數處理邊角的問題，即利用mesh/sizing/curvature on。

步驟二、Input(輸入材料常數)→查詢所需材料常數(如楊氏係數 $E$ 、蒲松比、密度 $\rho$ 等)，匯入程式資料庫。請注意，初學者往往沒注意在進行振動模態分析時需要質量的參數，所以假如材料常數只給楊氏係數 $E$ ，可以分析靜態的受力狀況，但振動模態分析就無法執行。一般金屬材料，其材料參數值為固定；但自然界材料或組合製造的材料，如巴沙木、玻纖與環氧樹脂成型之複合材料就只有範圍，這和樹木生長環境與材料成型之加工技術的不確定性有關。有如名琴的製作，有些人選定特殊緯度的樹木製造，其生長環境濕度、溫度控制木頭的硬度，可以產生最美的共鳴同樣的道理。

步驟三、Support and Force(邊界條件)→選取所需的支撐固定點及決定所需之外力大小及方向。這是分析問題的關鍵，因為再怎麼複雜的受力行為都可以簡化成六維的數學模式逼近，即 $x-y-z$ 三個方向的施力與 $x-y-z$ 三個方向的力矩模擬之。同理，複雜的邊界拘束條件也可以簡化成六維的數學模式逼近，即 $x-y-z$ 三個方向的位移是否移動，或 $x-y-z$ 三個方向的轉角是否轉動。吾人曾經接過日月光的分析案例，模擬分析的結果與實際產品間的最大差異來自於邊界條件設定，如何更準確地模擬設計產品的拘束條件與實際製作過程的拘束條件，並將兩者的差異降到最低，尤其微小精密的產品其與模擬的狀況之間產生差異是可能發生的，這樣剛好可以檢測出設計產品與生產線上的問題所在。

步驟四、Solve and Output(分析及輸出)→分析結束後，選擇想要的輸出參數，有關結構強度的物理量，如正向應力( $\sigma$ )、剪應力( $\tau$ )、位移量或變形量、應變量等。

## 參、機翼振動模態分析

本節針對SD7062機翼進行振動模態分析；由於機翼外型曲線複雜，在Ansys建圖比較不方便，因此本節藉由Solidwork2010繪製之3D構圖匯入ANSYS12.0，以發揮兩種程式的專長。為方便初學者練習，本節利用分段式步驟詳述操作方法與畫面，以提供讀者清楚的電腦數值模擬重建過程。

### 一、模擬分析過程：

步驟(一)、使用Solidwork2010繪圖，並依照SD7062之Data各數值點選出單位座標，獲得翼剖面資料的參考網站來自於<http://www.worldofkrauss.com/foils/1360>；如圖1到圖2。

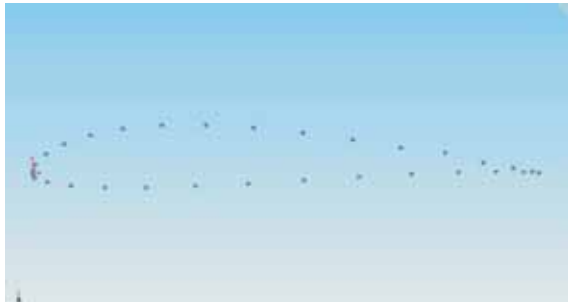


圖1 Solidwork2010繪圖：選取座標點  
選point點。



圖2 翼剖面SD7062之各數值點座標資料。  
。

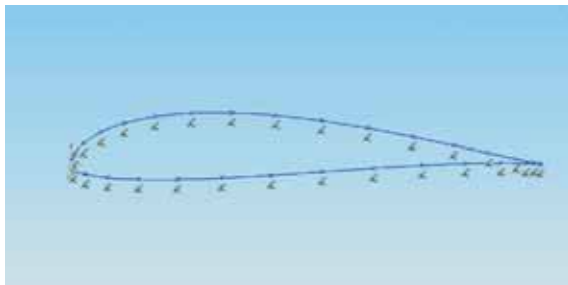


圖3 由點point連成線line。

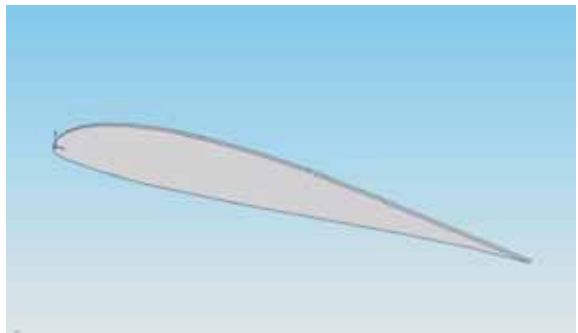


圖4 藉由「伸長」延伸3mm厚度。

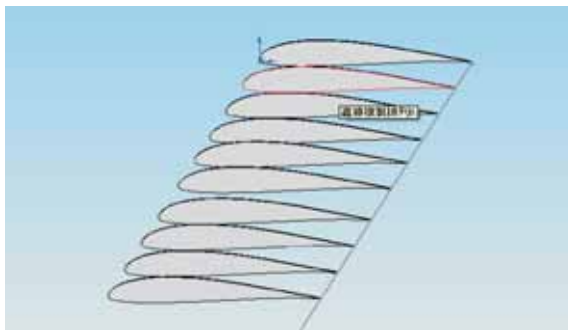


圖5 「直線複製排列」複製十八個隔板

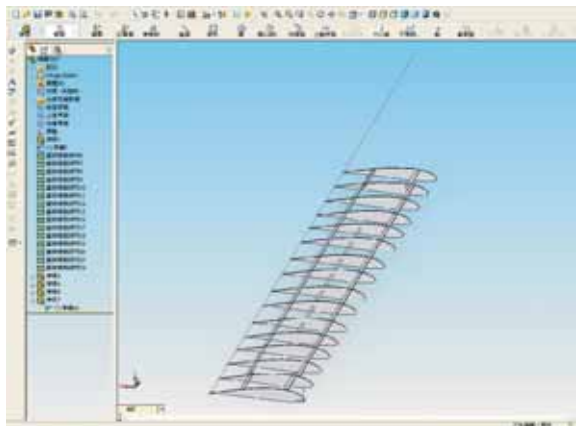


圖6 搭接縱向木條。

步驟(二)、依照步驟a，連線畫出機翼模型；如圖3。

步驟(三)、利用「伸長」延伸功能，將翼剖面由平面轉成厚度3mm的實體；如圖四。

步驟(四)、利用「直線複製排列」增加一個隔板間距，依序增加共十八片，並點選一草圖中直線為基準線，排列延伸；如圖5。

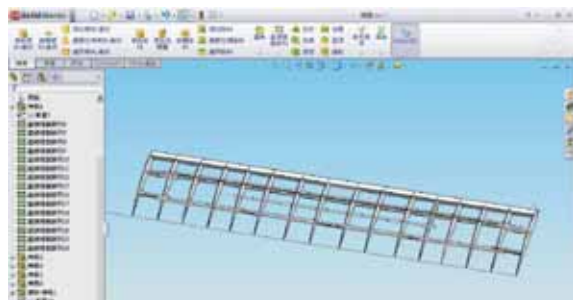


圖7 上前緣的木條伸長

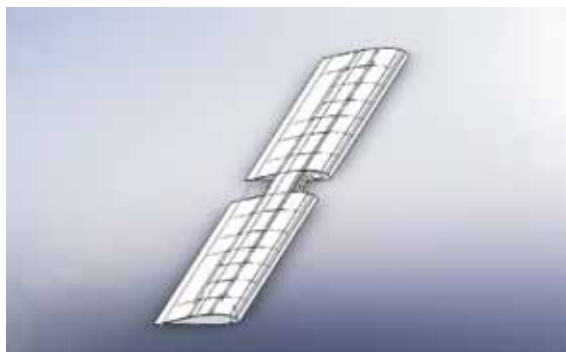


圖8 機翼之蒙皮拉伸複製



圖9 繪圖檔案匯入Ansys後，選取分析功能Modal模態分析。

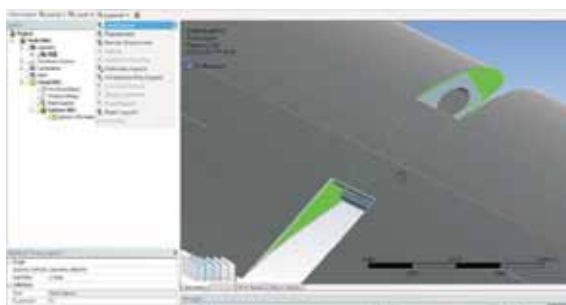


圖10 給定邊界條件：機翼與機身接觸假設fixed support.

步驟(五)、依照設計圖，位於翼剖面前緣112mm處畫上8mm寬之長木條，並在相距84mm處置放上相同木條，使用「伸長>延伸至某一面」，藉由此生成支撐機翼之結構。在中間第五片至第十二片使用「伸長除料」挖取孔洞，此孔洞是給予碳纖管穿過，以增強結構支撐力；如圖6。

步驟(六)、選擇左右兩側其中一翼剖面為草圖畫出翼前緣木條，並在草圖中利用「伸長」功能，將木條伸長至另外一端；如圖7。

步驟(七)、最後再依照SD7062之圖板使用「拉伸複製」及「伸長」功能，用以畫出機翼之蒙皮；如圖8。

步驟(八)、利用solidwork2010內建之Ansys上傳功能將SD7062之機翼匯入Ansys12.0，並使用「Modal (ANSYS)」開始進行模態分析。點選Modal (ANSYS)後，由solidwork2010匯入之映象檔點選左鍵拉進Modal (ANSYS)之視窗內，並點選「Engineering Data」匯入「Balsa」(巴沙木)之各項材料常數數據；如圖9。

步驟(九)、給定邊界條件：點選靠近接合處(與機身相接處)之兩片隔板，選擇上列欄位：support >Fixed support，將兩片隔板固定；即表示在該區



域的x-y-z方向位移與轉角均為零，均不可移動。如圖10。

步驟(十)、擷取最前面的八個模態：點選Ansys Settings>Max Modes of Find將原數值由「1」改為「8」。

步驟(十一)、點選Solution，並點選其上方欄位：Deformation>Total Deformation，點選八次(可以只挑前三次模態)，並依照其順序修改下欄數

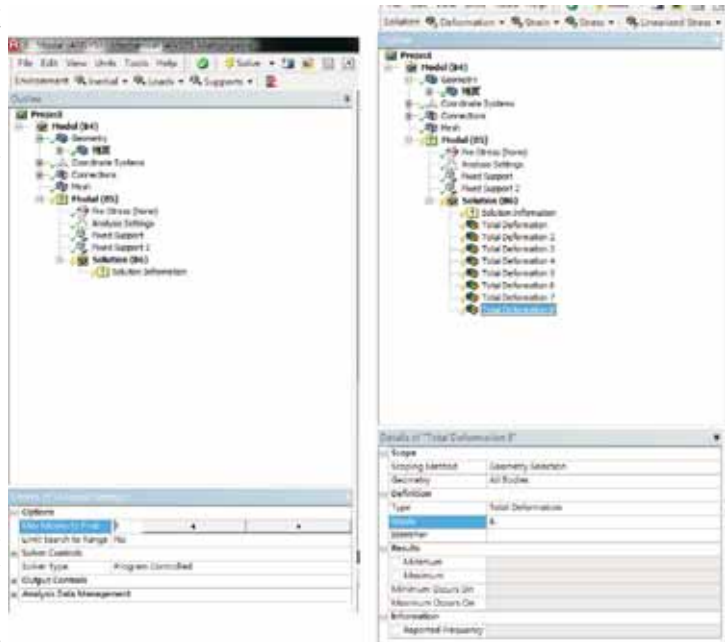
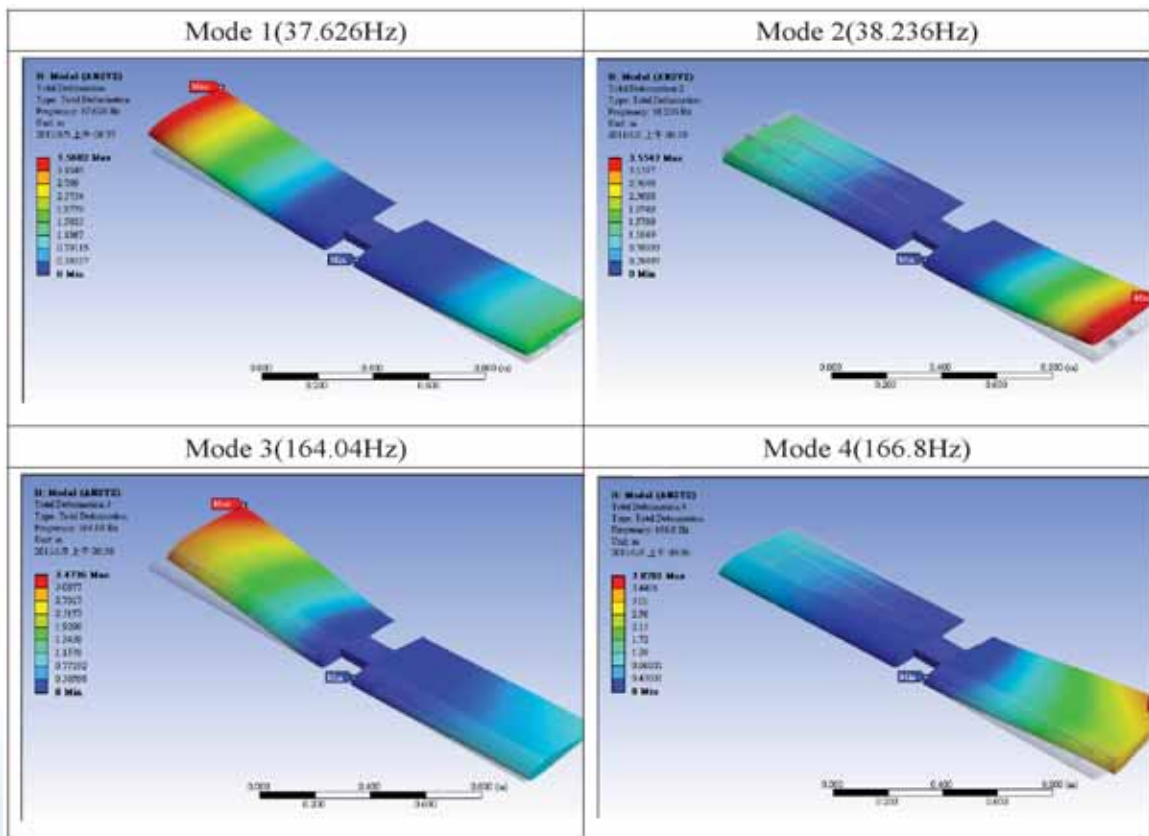


圖11 選取輸出模態，本範例擷取前八個模態。





值Mode由1~8，完成後即右圖。按欄上Solve將以上所做之數值讓程式執行；如圖11。

- 二、結果與討論：當結構體受振動時，受影響的程度以前面幾個模態的影響最大，本文在此呈現前四個模態並進行說明。模態1 (Mode 1) 為右翼上甩、左翼微微向上；模態2 (Mode 2) 為左翼上甩、右翼微微向下；模態3 (Mode 3) 為右翼後甩、左翼微微向後；模態4 (Mode 4) 為左翼後甩、右翼微微向前。此時之自然頻率mode 1和mode 2為同一型態，所以頻率約在38Hz附近；mode 3和mode 4為同一型態，頻率也接近在164Hz和166Hz。取前八個模態的頻率，範圍在37.63~212.8Hz內 (mode 5為180.6Hz、mode 6為190.9Hz、mode 7為206.2Hz、mode 8為212.8Hz)，不會產生高頻的振動，所以在自然環境受風力之下可以避免共振發生，藉此減少機翼所受之傷害。

## 肆、機身應力分析

本節以Ansys靜態 (static structure) 的功能，模擬分析一架飛機在落地時所受的應力情況；飛機在降落時，一般受到重力、升力、引擎推力與阻力等四項受力情況。但在進行靜態分析時，假設重力作用在起落架的支撐範圍內，這是一般安全降落時都會視為理所當然的情況，因此以直接固定機腹的方式，不施予重力，並給予反方向之升力模擬y方向之受力情況；阻力及推力則作用在機身z方向，因此利用機腹固定的方式模擬推力和阻力；此外，由於尾翼控制面作動時，機身縱向會產生大的彎曲力矩，對於結構體傷害很大；基於以上的考量，本節的模擬以升力、推力、尾翼下壓力進行分析，並藉由上述的力同時作用在機身上的結果，可以找出此架飛機結構最為危險的部分，即有可能產生應力集中的區域加以強化，進而使整架機身達到安全且輕量化的設計。

- 一、模擬分析過程：首先在Solidwork中繪製機身圖，進而匯入Ansys中進行模擬，此與前述機翼的分析步驟雷同不再贅述。以下為網格的處理以及邊界條件的設置過程。

- (一) 模型網格化：網格參數：節點數目：8262，元素數目：4247。(如圖12)
- (二) 邊界條件設立 (固定位移)：選擇機腹固定面Fix Support (即設計為鎖起落架位置的下方機腹固定)。(如圖13)
- (三) 邊界條件設立 (給定升力0.6N)：選擇機翼和機身搭接處有向上升力 (此力模擬主翼施予機身之升力)。(如圖14)
- (四) 邊界條件設立 (給定推力0.1N)：選擇前置引擎，為機頭處有向前推力。(如

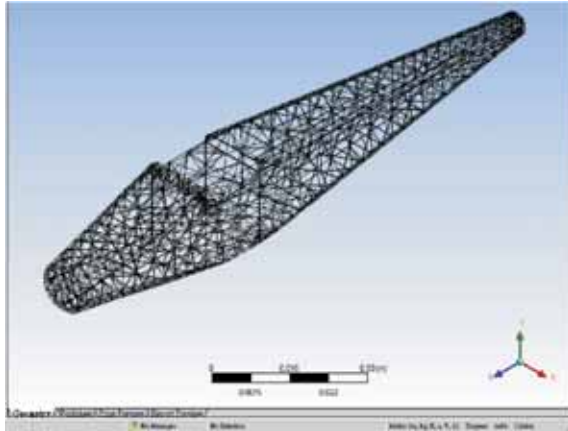


圖12

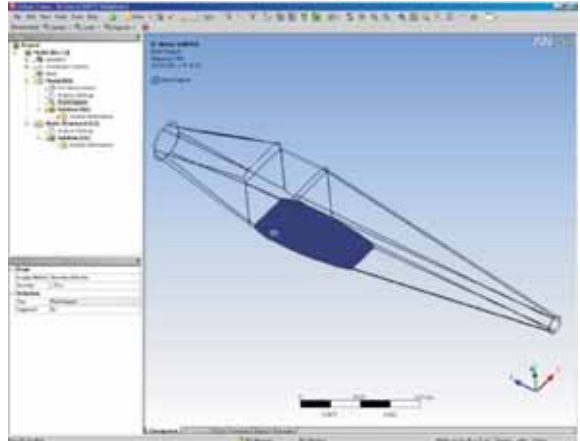


圖13

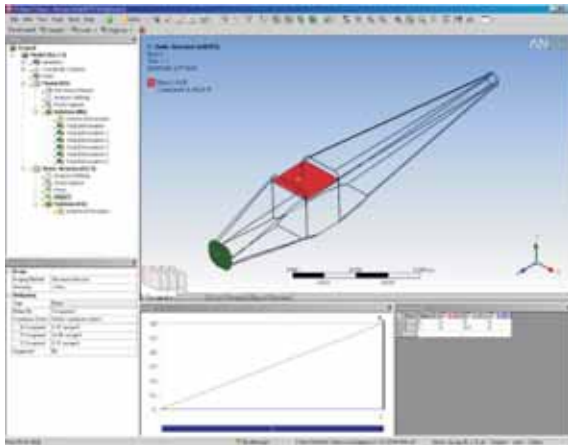


圖14

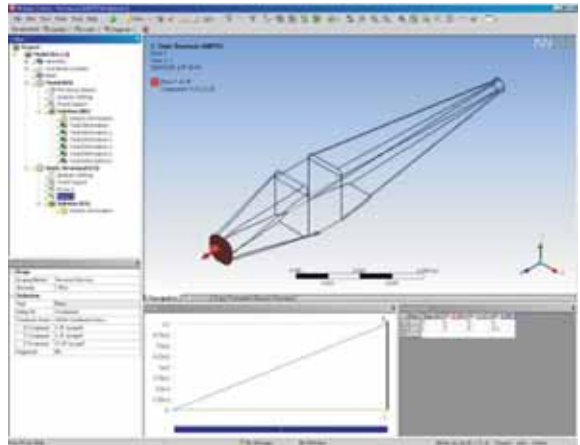


圖15

圖15)

(五) 邊界條件設立(給定尾翼下壓力 0.025N)：為模擬控制翼面操作時，機身的受力反應。(如圖16)

## 二、結果與討論：

(一) 在應力分析的部分，最大應力與最小應力(負最大值)均發生在機翼與機身搭接處的前方尖角處，同一區塊的兩面各自有最大正值與最小負值出現，這也是應力集中最常發生的地方，所以設計上除了加強該區的強度外，圓弧角的邊線可以和緩應力集中的情況。此外，巴沙木可以承受

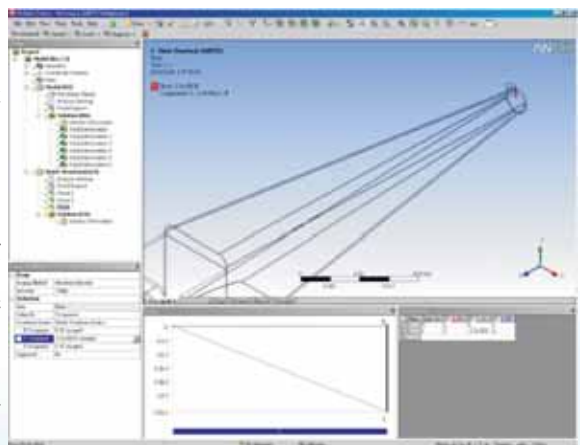


圖16

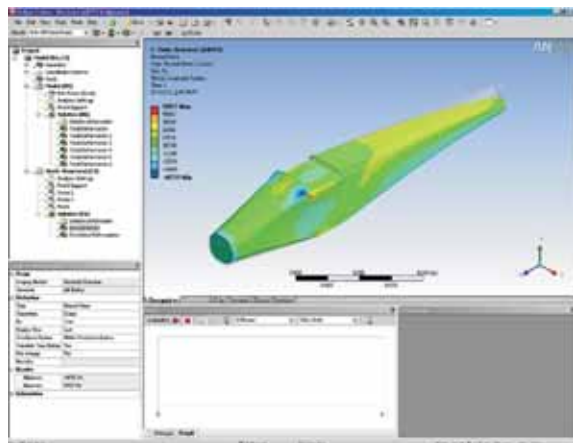


圖17

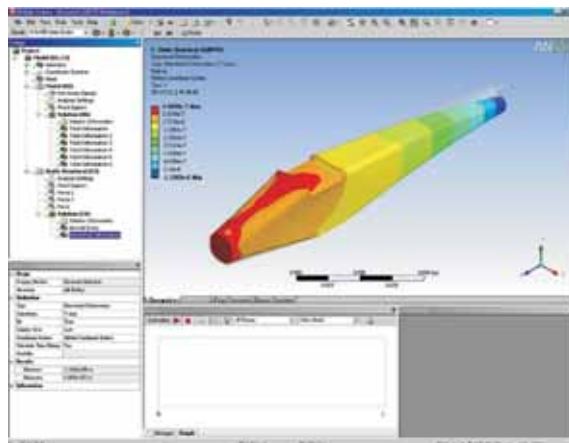


圖18

的最大應力強度約為4MPa，所以外力再增加到20倍都還在安全係數3的範圍內。

(二) 位移變形量方面，尾翼是下壓距離最遠的區域，到達0.0013mm，位移量在安全範圍內。

(三) 模擬結果(z方向正向應力)：最大為59.9KPa，最小為-46.7KPa。(如圖17)

(四) 模擬結果(y方向位移變形量)：最大為4.29e-4mm，最小為-1.34e-3mm。(如圖18)

## 伍、全機結構受力分析

本節直接對整架UAV進行結構受力分析，如下圖匯入設計好的飛機圖形後，針對機翼與機身進行不同程度的網格化處理，本案例將機身網格加密，且機翼厚度特別設計比前例薄，為1/3倍，其目的為模擬到達危險的程度所進行的分析比較，分析結果顯示如下圖表中。

(一) 機翼與機身網格化處理(如圖19)

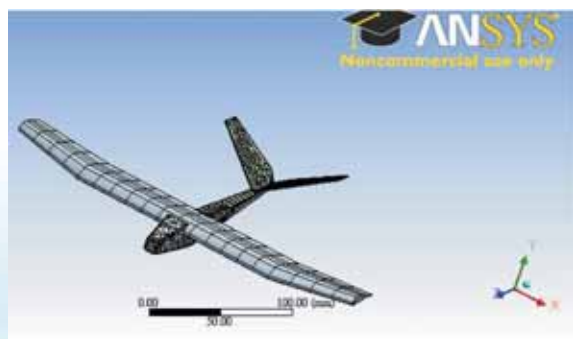


圖19

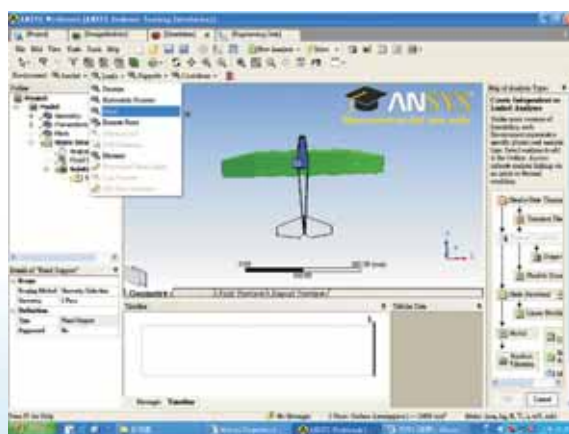


圖20



(二) 邊界條件設定(固定機腹)(  
如圖20)

(三) 邊界條件設定(雙翼尖施與  
升力)：Y方向向上升力  
200N(給定值特大，分析結  
果應該會超過安全範圍)

(四) 選取飛機尾端朝上的面，施  
一朝上的力(為機翼受力的  
1/20)(如圖21)

(五) 結果

由於給定的升力極大，結果  
顯示最大正向應力發生在翼根處

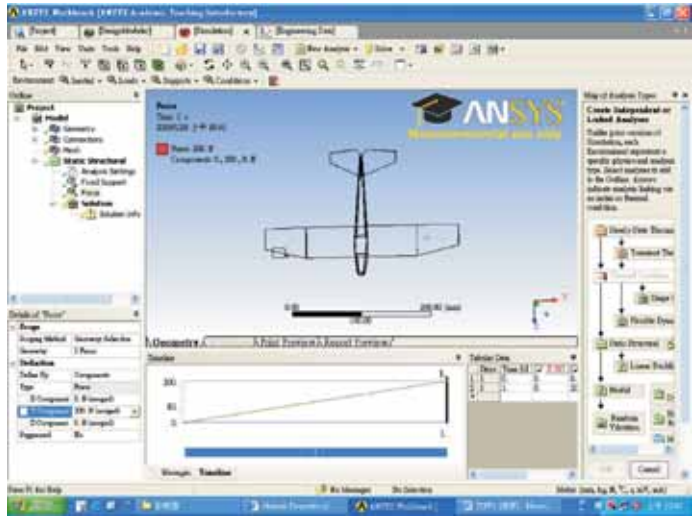
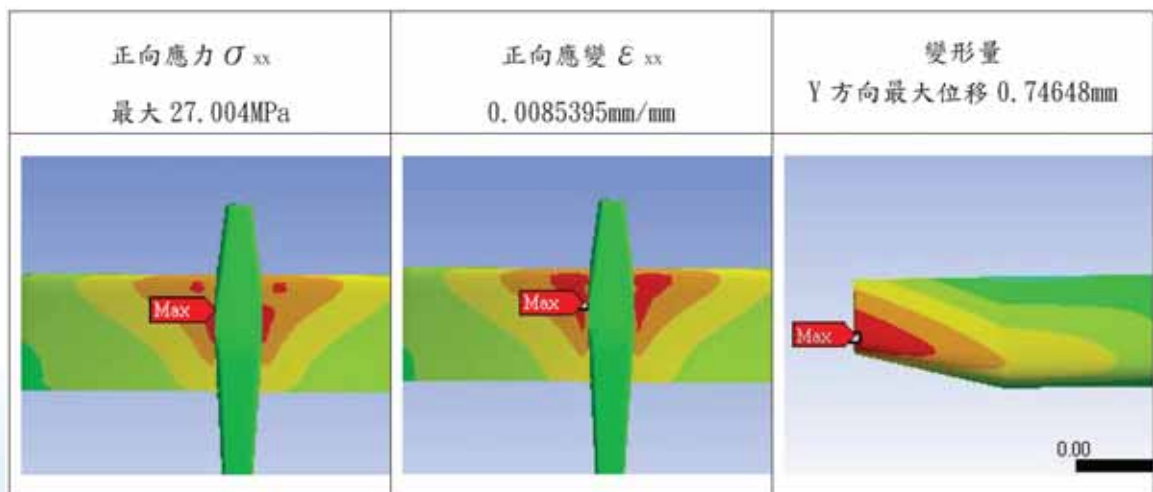


圖21

，約27MPa，與材料能忍受的範圍4MPa比較已經超過安全值，本分析結果已經離安全區很遠，設計上應該加強機翼厚度與縮小施力範圍，即最大負載量要降低才能達到該施力200N的要求，重覆上列的分析步驟將新設計的尺寸與受力輸入進行數值模擬，最後直到最大應力大小滿足材料可以承受的範圍，再加上安全係數的設計，更可以得到最佳的設計產品。安全係數的定義為：材料可以忍受的最大受力或應力 $\sigma_y$ ，就是產品會壞的時候；工程師根據產品設計算出在使用過程中會發生的最大受力或應力，就是產品的允許受力或應力 $\sigma_a$ 。安全係數定義為：

$$SF = \frac{\sigma_y}{\sigma_a}$$





所以安全係數愈大表示愈安全。以本節範例計算， $\sigma_y = 4\text{MPa}$ ，假設要安全係數1.2，則工程師給定的允許應力 $\sigma_a$ 就必須要3.33MPa才可以，因此在上圖中設計出來的產品，在數值模擬分析時要得到在翼根處的最大正向應力要3.33MPa。

## 陸、結論

本文以無人飛行載具的結構應力分析為例證，利用Ansys模擬分析機翼、機身及全機的自然頻率、靜態受力之應力分佈、最大應變及最大變形量等結構特性，不但省時、省錢，而且可以模擬各種受力環境，只要模型建置完成，透過分析的結果就可以快速的了解結構的受力情形，作為設計及製作過程的參考，進而達到質輕且強度可符合需求的設計目標。此外，透過本文的介紹，也讓讀者可以瞭解結構分析過程所需要考量的關鍵，以及飛機結構的特性。

---

## 作者簡介

助理教授梁燕祝

學歷：國立成功大學航空太空工程研究所博士，經歷：成功大學航空太空工程研究所計算機室研究助理，亞洲航空公司專案經理，現職：空軍官校一般教學部航太系助理教授。

空軍上校張政仁

學歷：空軍官校79年班、國立成功大學航空太空工程研究所博士，經歷：空軍官校一般教學部航太系助教、講師、副教授，現職：空軍官校一般教學部航太系副教授兼系主任。

學生葉廷偉、學生張博瑋

現職：空軍軍官學校航空太空學系101年班學生。