

## 應用基因演算法於無人飛行載具之系統識別

張永康\*, 陳宣辰, 張維恩  
淡江大學航空太空工程研究所  
\*E-mail: ykchang@mail.tku.edu.tw

### 摘要

無人飛行載具之結構系統識別問題為將有限元素分析模型之分析值與實際模型之測試值的誤差減為最小。本研究利用振動實驗儀器擷取無人飛行載具之訊號與數據，並匯入 OR25 與 Star system 模態分析軟體量測無人飛行載具之測試值，以及應用 ANSYS 有限元素分析軟體對無人飛行載具之電腦模型進行動態分析來取得分析值。本研究將系統識別問題轉換為最佳化問題，並利用基因演算法全域隨機搜尋之特性使得在求解過程中最佳解不至於落入區域最佳解之中。本研究利用增減節點的集中質量修正有限元素模型，並且將 ANSYS 中的 APDL 語法與 FORTRAN 程式結合成一系統程式，利用量測出來之測試值修正有限元素模型，使其之間的誤差減小以期達到良好的系統識別。由數值分析範例之結果，證明了運用基因演算法於系統識別問題的確能夠有效的減少測試值與分析值之間的誤差，使得有限元素模型之特性更接近真實結構。修正後的有限元素模型更具有分析上之意義。

關鍵字：無人飛行載具，基因演算法，系統識別。

## System Identification of Unmanned Aerial Vehicle by Genetic Algorithm

Y.K. Chang\*, H.C. Chen and W.E. Chang  
Department of Aerospace Engineering  
Tamkang University, Taiwan, R.O.C

### Abstract

The objective of system identification is to correlate the finite element data and modal test data of the Unmanned Aerial Vehicle (UAV) in this study. The modal test data and analysis data of UAV are obtained by vibration test experiment and ANSYS software respectively. Mathematically, the structural system identification problem is identical to optimum design problem. The objective function of system identification problem is to minimize the difference of analysis/test natural frequency. Therefore, the system identification problem can be solved by Genetic Algorithm. The advantage of Genetic Algorithm is that it can jump over the local optimum and obtain the global optimum. The grid lumped mass was used as design variable to modify the finite element model. A systematic process is developed by combining APDL of ANSYS and FORTRAN program. Numerical examples will be demonstrated the ability of Genetic Algorithm to solve system identification problem. The characteristics of UAV finite element model are similar to test model after modification.

Keywords : Unmanned Aerial Vehicle, Genetic Algorithm, System Identification.

### 一、前言

有限元素法的應用已經遍佈工程設計與分析的各個層面，因此減小實際模型之測試值與有限元素分析模型之分析值之間的誤差成了現今工程設計者所需要注重的部分。而近年來，商業

有限元素軟體迅速發展，已經可以模擬出不同種類結構的模型。若能建立很好的有限元素模型，將會使得電腦模型的分析值與實際模型的測試值彼此相似。無人飛行載具(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)在近幾年一直都是航太界非常重視

的一個部份，目前本系的 UAV 實驗室也正在研發一架無人飛行載具。在利用有限元素法對 UAV 進行分析時，將會遇到分析值與測試值之間產生誤差的問題，也就是所謂的系統識別的問題。若能將分析值與測試值之間的誤差降到最小，便可達到良好的系統識別。設計者便可以直接對電腦上的模型做修改與分析，不僅能節省時間更能節省成本進而增加效率。因此，本研究將系統識別問題轉換為數學式並利用最佳化的概念，將節點上的質量做為設計變數，以最佳化方法中之基因演算法來減少有限元素模型分析值與實際模型測試值之間的誤差，讓有限元素模型更接近真實模型，使得分析出來的結果更具有參考價值。

基因演算法是利用達爾文“物競天擇、適者生存”的進化理論而以隨機搜尋的方式尋找問題最佳解的方法。1975 年 Holland[1]提出了基因演算法的生物進化概念和理論基礎。當時 Holland 所提出的基因演算法，並非要以它來解特定的問題，而是要藉由研究生物在自然界的適應現象來發展電腦系統。而 1989 年 Goldberg[2]提出了許多基因演算法的理論根據，包含運算元的研究和應用實例，證實基因演算法對於最佳化的搜尋有相當大的幫助，並發展了一套簡單基因演算法程式，同時也為基因演算法的發展奠定了良好的基礎。1990 年，Hajela [3]以基因演算法解薄壁懸臂扭矩桿與十桿件結構頻率響應問題，成功地得到最佳解，證實基因演算法的確有效地避免落入相對極值的陷阱。1996 年，Wang[4]以基因演算法解桿件之支承位置，以求得結構之第一個模態之自然振動頻率的最大化，其研究中提及毋需結構的梯度，只要利用有效率的演算程序即可應用基因演算法於大部分的最佳化問題上。1997 年，Chen[5]應用了菁英法則、多點交配、被動設計變數判定、漸增處罰係數與區域搜尋法於結構最佳化設計上，期望能使問題以較快的速度收斂到全域最佳解。

所謂系統識別即是實際模型之測試值與電腦模型之分析值的互相比對，而識別的方法則有分為傳統型方法與非傳統型方法。在傳統型方法方面已有許多研究學者做過這方面的研究，例如：Baruch 和 Bar Itzhack [6] 介紹了一種修正剛度矩陣和撓度矩陣的方法，使其分析的模式與測量模式相同，但其缺點是必須假設質量矩陣的分析值是正確的，而且此法須用到拉格朗係數法，如果沒有任何假設的話，拉格朗係數將很難得到。Berman 和 Nagy [7] 接著又提出分析模型改良法以期找出分析模型之最小改變來吻合測試值，但此法之缺點是有時質量和剛度矩陣的改變會非

常大。因此 Kabe [8] 提出減小誤差函數的方法用來減小剛度矩陣之改變，此法可得到更吻合測試值的答案，但是需要很多的計算時間，並不是很有效率。為了避免複雜的運算但仍保有 Kabe 的方法優點，Kammer [9]提出更簡單之投影矩陣法來修正剛度矩陣。Collins [10] 提出了利用結構的自然振動頻率和模態之測試值來修正有限元素模型之剛度和質量矩陣。Chen [11]把結構元素的剛度和質量矩陣當作設計參數以修正此結構。此法首先找出有限模型的差異所在，再局部地修正此差異。使原設計不至於有太大之變化，以期可整體地改善分析值和測試值之差異。大多數最佳化方法為點對點搜尋的方式，此種方法常常會只搜尋到區域最佳解，而無法得到全域最佳解。而且這些方法通常還需要知道梯度或是目標函數的高階導數。而一般來說我們要知道一個結構的梯度和目標函數的高階導數都不是很容易的事，因此我們選用不需要結構梯度的最佳化方法來處理系統識別的問題。

而近幾年電腦的發展愈加快速，運算功能日漸強大。因此需要依賴電腦進行龐大運算的方法漸漸受到注目，像是類神經網絡法與基因演算法。在類神經網絡法方面 Chen[12]利用類神經網絡法來識別一非線性系統，而其缺點為必須對大量的數據進行訓練，其中若缺乏某項數據將導致識別出錯誤的數值。在基因演算法方面也有許多學者將其運用於系統識別之上。Perry[13]利用基因演算法對十個自由度與二十個自由度的結構做系統識別，證實了基因演算法在實測資料識別時有非常好的準確性與可靠性。因此，本研究選用基因演算法利用其全域隨機搜尋之特性對無人飛行載具做系統識別之研究。

## 二、系統識別

對一結構物做系統識別之目的為期望將實際模型之測試值與有限元素模型之分析值之間的誤差達到最小。因此，本研究將無人飛行載具之系統識別問題轉換為以下數學式：

定義此問題之目標函數為將無人飛行載具有限元素模型之分析值與實際模型之測試值之間誤差減至最小並求解此結構之設計變數  $X_i$ ， $i = 1 \sim n$ 。

最小化

$$\sum_k (f_k^a - f_k^t)^2 \quad (1)$$

並使其滿足所設定之限制條件

$$|M^a - M^t| \leq \epsilon \quad (2)$$

$$X_{i,\min} \leq X_i \leq X_{i,\max} \quad (3)$$

其中

$f_k^a$  = 第k個模態之自然振動頻率分析值

$f_k^t$  = 第k個模態之自然振動頻率測試值

$M^a$  = 有限元素分析模型之結構質量

$M^t$  = 實際模型之結構質量

$\varepsilon$  = 結構質量之容許誤差值

$X_i$  = 第i個節點質量之設計變數

$X_{i,\min}$  = 第i個設計變數之下限

$X_{i,\max}$  = 第i個設計變數之上限

本研究利用振動實驗儀器來取得實際模型之動態測試數值。本實驗之硬體架設圖如圖一所示。首先先利用振動器當作激發源使待測物產生振動，接著由感應器獲取待測物之相關數據。再由訊號接收分析儀接收感應器所獲得之訊號，並傳送至資料分析處理器中。利用資料分析處理器中之 OR25 軟體統整資料。再將資料利用 Star System 模態分析軟體分析出實際模型之測試值，此測試值可做為系統識別之參考值。其實驗流程如圖二所示。

本研究所使用之實驗儀器功能敘述如下：

- (1) 資料分析處理器：含 OR25 測試軟硬體與 Star System 分析軟體。
- (2) 振動器(Shaker)：產生振動於待測物以激發其振動模態。
- (3) 感應器(Sensor)：以加速規獲取待測物之相關數據。
- (4) 訊號接收分析儀：接收加速規獲得之訊號並提供予資料分析處理器做分析。
- (5) 放大器：連接、輸出振動信號予振動器以調整振動之大小。

### 三、基因演算法

基因演算法的基本理論自從 Holland 於 1975 年提出之後，近幾年來廣泛的受到重視且被使用。基因演算法之基本精神在於模仿生物進化的原則，且由達爾文「物競天擇，適者生存」之理論所發展出來，並且以機率和離散變數當作基礎的一種搜尋法。此種方法能夠選擇適存度較好之親代，並隨機的互相交換彼此的資訊，以期能產生比親代更優秀的子代，經過反覆的迭代以產生出

適存度更好的物種。基因演算法模仿遺傳學上適者生存的理論並模擬生物在大自然中的適應現象，經過複製較佳的個體，以及交配、突變等程序交互運用以產生較佳的下一代，經過如此多次的迭代將會產生最有機會在此環境中生存的下一代。

傳統的最佳化方法大多以單一初始設計為搜尋的起始點，在搜尋多極值問題時可能會局限於區域性範圍，使得求出來的解容易落入區域最佳解，而基因演算法起始於一組隨機產生的設計群，每次產生多組設計變數來進行搜尋。

實數型基因演算法的過程則大致與二進位基因演算法的過程相符，唯其複製、交配與突變的方式不太一樣，不過在本質上依然是相同的。實數型的基因演算法之基本精神如下：

#### (1) 定義適存度

在基因演算法中，適存度是用來判別族群染色體的優劣、存活與否的依據，因此適存度越高者具有越大的機會被選來複製。基因演算法只適合無限制條件之搜尋，而有限制條件的問題必須經由處罰因子的方法轉換成無限制條件的問題。

本研究將系統識別問題轉換為最佳化問題之後便可將適存度表示成下式(4)。

$$F = C - \lambda_k \sum_k \left( f_k^a - f_k^t \right)^2 - \lambda_m (M^a - M^t)^2 \quad (4)$$

其中

F：適存度

C：給定之常數

$f_k^a$ ：第k個模態之自然振動頻率分析值

$f_k^t$ ：第k個模態之自然振動頻率測試值

$\lambda$ ：處罰因子

$M^a$ ：有限元素分析模型之結構質量

$M^t$ ：實際模型之結構質量

#### (2) 實數型的複製

複製的基本精神為物種根據其適存函數值，決定其在下一代演化中將被淘汰或複製，實數型的複製過程是將所要複製的物種，一部分採用完全複製，其餘部份則加入一些雜訊使其有微量突變的效用，這種加入雜訊的做法稱之為炸彈效應。如果利用炸彈效應加入微量的雜訊並依演化代

數的增加而逐漸減少，將可提高系統的準確度，亦可防止不易收斂的情況發生並加快系統搜尋的速度。

本研究之複製方式如下：

$$N_i = (A - B) \times r_i + B \quad (5)$$

$$X_i = X_{i0} + N_i \times d \quad (6)$$

其中

**A、B = 給定之上下限範圍**

**$N_i$  = 產生下一代第*i*個設計變數之雜訊**

**$r_i$  = 第*i*個設計變數之亂數， $r_i \in [0, 1]$**

**$X_i$  = 新的設計變數**

**$X_{i0}$  = 舊的設計變數**

**d = 調整正負號之參數**

**$r_i \geq 0.5$ 時  $d = 1$ ， $r_i < 0.5$ 時  $d = -1$**

### (3)實數型的交配

實數型的交配過程可由下式表示：

$$Q_1 = eP_1 + (1 - e)P_2 \quad (7)$$

$$Q_2 = eP_1 + (1 - e)P_2 \quad (8)$$

其中，**e**為隨機值，**e**  $\in [0, 1]$

**$P_1$ 、 $P_2$** 為親代， **$Q_1$ 、 $Q_2$** 為子代。

### (4)實數型的突變

實數型基因演算法的突變只要隨機選取一個物種，並且加入雜訊即可。過程如下：

$$x_i = x_{i0} \pm s \times r \quad (9)$$

其中

**$x_i$  = 新的設計變數**

**$x_{i0}$  = 舊的設計變數**

**s = 控制加入雜訊的大小**

**r = 亂數**

基因演算法流程如圖三所示。首先產生初始族群，接著再計算其適存度，再來進行複製、交配或突變等程序，之後再計算其適存度，接著判斷是否滿足收斂條件，若是，則結束程式，若否，則繼續進行複製、交配或突變等程序，如此反覆迭代直到滿足收斂條件為止。

## 四、數值分析

本研究將系統識別問題轉換成數學最佳化

的問題。最佳化的目標為修正有限元素模型使其分析值與測試值之間的誤差減少。程式執行中利用 ANSYS 之 APDL 語法與 FORTRAN 程式結合成一系統程式，使其能夠自動進行基因演算法的運算與 ANSYS 動態分析。

本範例為無人飛行載具結構之系統識別，無人飛行載具結構外型如圖四所示。機身之材料為玻璃纖維材料，其材料係數如表一所示。主翼與水平尾翼與垂直尾翼為巴爾沙木材料，其材料係數如表二所示。機身連接尾翼之連接圓管與主樑為碳纖維材料其材料係數如表三所示。本範例結構之節點數量為 97 個，元素個數為 86 個。本研究利用振動實驗儀器來測量無人飛行載具之測試值，圖五為測量無人飛行載具之自然振動頻率與模態的實驗裝置圖。圖六為將加速規黏貼於待測物量測點之裝置圖。圖七為無人飛行載具在模態分析軟體 Star system 中所呈現之模擬圖。圖八為 Star system 分析無人飛行載具於第一模態之模態圖。圖九為 Star system 分析無人飛行載具於第二模態之模態圖。無人飛行載具經量測後其第一模態與第二模態之自然振動頻率分別為 36.18Hz 與 56.66Hz，量測出來之數據將可做為系統識別之測試值。本範例將無人飛行載具結構中主翼以及尾翼部份之節點塊狀質量(Lumped mass)做為設計變數以修正有限元素模型，使其更接近真實結構。

本範例為無人飛行載具結構之第一、第二模態自然振動頻率的系統識別，因此最佳化問題之數學式定義如下：

$$\text{最小化} \quad (f_1^a - f_1^t)^2 + (f_2^a - f_2^t)^2 \quad (10)$$

並滿足限制條件

$$(M^a - M^t)^2 \leq \varepsilon, \varepsilon = 3\% \quad (11)$$

$$-0.004 \leq x_i \leq 0.004, i = 1, 2, \dots, 45 \quad (12)$$

其中：

$f_1^a$ ：第1個模態之自然振動頻率分析值

$f_1^t$ ：第1個模態之自然振動頻率測試值

$f_2^a$ ：第2個模態之自然振動頻率分析值

$f_2^t$ ：第2個模態之自然振動頻率測試值

$M^a$ ：有限元素分析模型之結構質量

$M^t$ ：實際模型之結構質量

$\varepsilon$ ：結構質量之容許誤差值

$x_i$ ：設計變數，節點上之結構質量

表四為第一、第二模態自然振動頻率之分析值與測試值之間的比較，本研究將無人飛行載具於 ANSYS 中建模並對其做動態分析，所建立之模型圖如圖十所示。分析值初始值為第一模態 33.76Hz、第二模態 53.26Hz，而測試值為第一模態 36.18Hz、第二模態 56.66Hz 經過基因演算法做最佳化運算之後，最佳值為第一模態 36.14Hz，其誤差由原本的 6.68%降為 0.11%，而第二模態最佳值為 56.64Hz，其誤差由原本的 6%降為 0.03%。表五為實際模型質量與最佳化後有限元素模型質量之比較，其誤差為 0.59%符合所設定之誤差範圍 3%之內。圖十一為經基因演算法運算之後達到最佳值之 ANSYS 第一模態模擬圖，圖十二為達到最佳值之 ANSYS 第二模態模擬圖。由此範例可證明利用基因演算法於無人飛行載具之系統識別的確能夠達到非常好的效果。

## 五、結論

本研究成功的將系統識別問題轉換為數學最佳化的問題，運用基因演算法中適者生存的概念，將最佳化問題中之目標函數與限制條件利用處罰因子轉換成適存度。利用基因演算法全域搜尋的特性使得在求解過程中不至於落入區域最佳解之中。本研究利用適當之處罰因子，將得到最大適存度的設計變數做為最佳的設計，即可獲得分析值與測試值之間誤差最小的有限元素模型，達到良好的系統識別。本研究利用振動實驗儀器測量出無人飛行載具之測試值，並使用 ANSYS 有限元素分析軟體對無人飛行載具之電腦模型進行動態分析來取得分析值。藉由數值分析中之範例可以證明將基因演算法運用於系統識別的問題的確有不錯的效益。本研究結合 ANSYS 中之 APDL 語法與 FORTRAN 程式將其系統識別問題整合為一系統程式，使其能夠自動進行基因演算法運算與執行 ANSYS 動態分析之流程。本研究藉由增減節點集中質量去修正有限元素模型，使有限元素模型之特性更接近真實結構。如此一來，有限元素模型分析出來之結果將更具有參考價值。設計者利用正確的有限元素模型進行結構分析將可大大的節省時間與成本，進而增加效率。

## 誌謝

本研究承蒙淡江大學重點研究整合型計畫贊助，特此致謝。

## 參考文獻

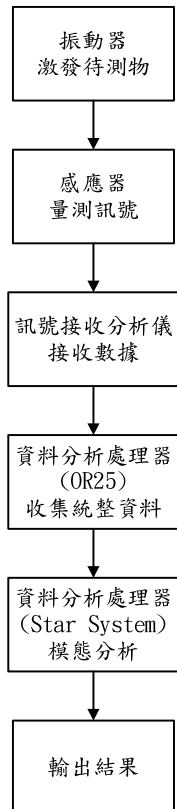
- [1] Holland, J. H., "Adaptation in Natural and Artificial System," University of Michigan Press, Ann Arbor, 1975.
- [2] Goldberg, D. E., "Genetic Algorithms in Search Optimization, and Machine Learning," Addison-Wesley, 1989.
- [3] Hajela, P., "Genetic Search-An Approach to the Nonconvex Optimization Problem," AIAA Journal, Vol. 28, No. 7, pp. 1205-1210, 1990.
- [4] Wang, B. P., and Chen, J. L., "Application of Genetic Algorithm for The Support Location Optimization of Beams," Computers & Structures, Vol. 58, No. 4, pp. 797-800, 1996.
- [5] Chen, T. Y., and Chen, C. J., "Improvements of Simple Genetic Algorithm in Structural Design," International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 40, pp. 1323-1334, 1997.
- [6] Baruch, M., and Bar Itzhack, I. Y., "Optimal Weighted Orthogonalization of Measured Modes," AIAA Journal, Vol. 16, pp. 346-351, April, 1978.
- [7] Berman, A. and Nagy, E. J., "Improvement of a Large Analytical Model Using Test Data," AIAA Journal, Vol. 21, pp. 1168-1173, August, 1983.
- [8] Kabe, A. M., "Stiffness Matrix Adjustment Using Mode Data," AIAA Journal, Vol. 23, No. 9, pp. 1431-1436, 1985.
- [9] Kammer, D. C., "Optimum Approximation for Residual Stiffness in Linear System Identification," AIAA Journal, Vol. 26, No. 1, pp. 104-112, 1988.
- [10] Collins, J. D., Hart, G. C., Hasselman, T. K. and Kennedy, B., "Statistical Identification of Structures," AIAA Journal, Vol. 12, No. 2, pp. 185-190, 1974.
- [11] Chen, T. Y. and Wang, B. P., "An Exploration of Structural Refinement Using Structural Matrices of Local Element as Design Variables," Computers and Structures, Vol. 39, No. 6, pp. 705-713, 1991.
- [12] Chen, S., Billings, S. A. and Grant, P. M.,

“Non-linear system identification using neural networks,” Int J Control 51(6):1191-1214,1990.

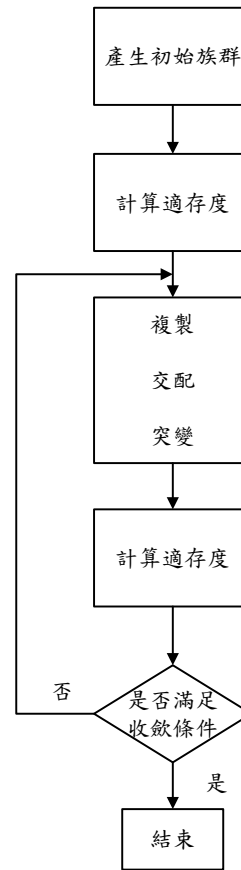
- [13] Perry, M. J. , Koh, C. G. and Choo, Y. S. ,  
“Modified genetic algorithm strategy for structural identification” Computers and Structures 84:529-540,2005.



圖一 硬體架設圖



圖二 振動實驗裝置流程圖



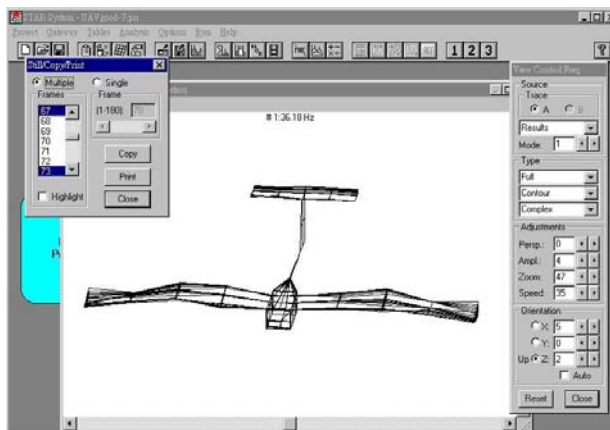
圖三 基因演算法流程圖



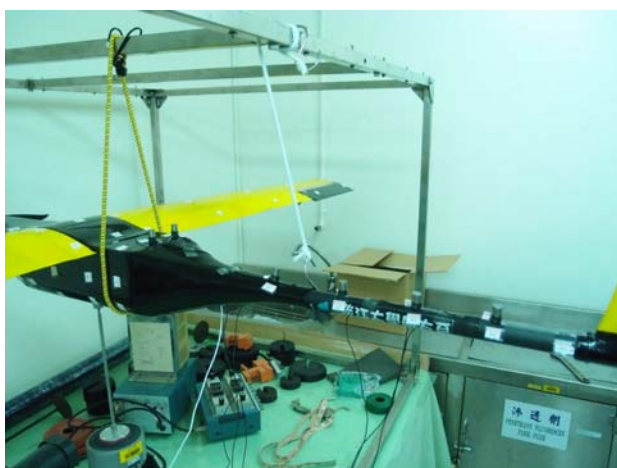
圖四 無人飛行載具結構外型圖



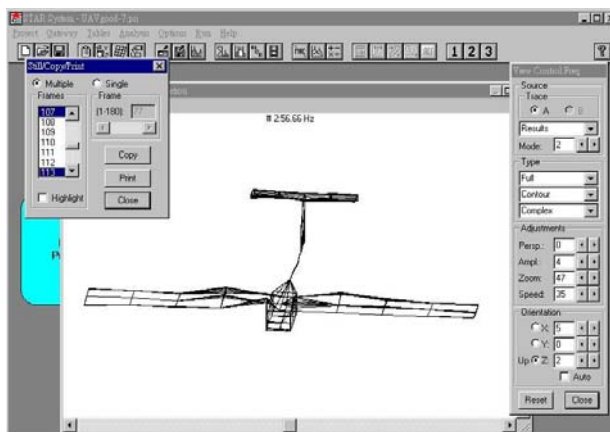
圖五 測量無人飛行載具之實驗裝置圖



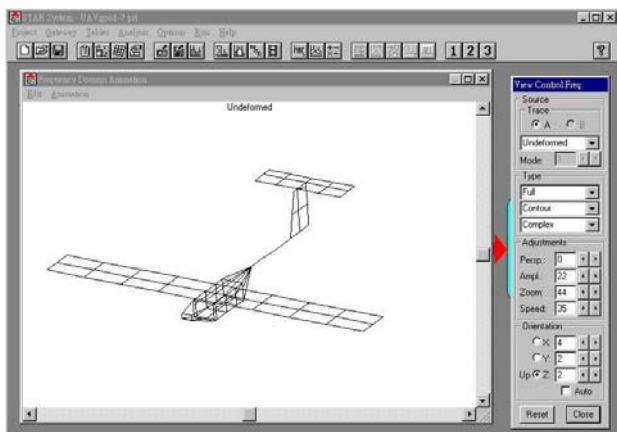
圖八 無人飛行載具之第一模態測試圖



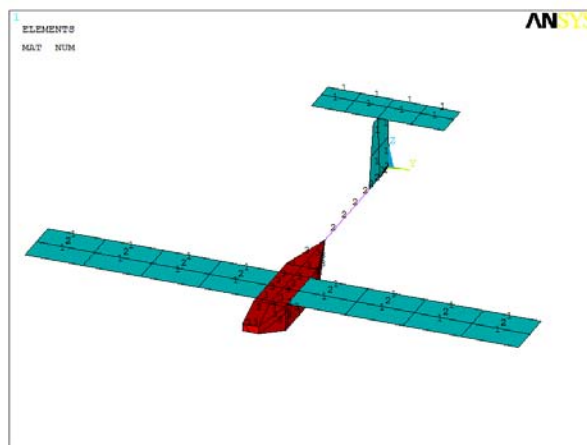
圖六 加速規黏貼於無人飛行載具之裝置圖



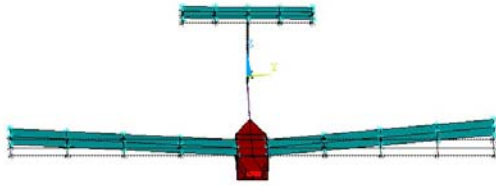
圖九 無人飛行載具之第二模態測試圖



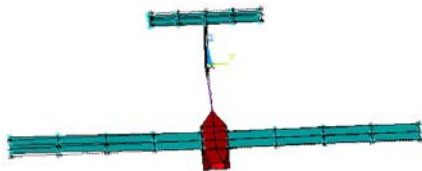
圖七 無人飛行載具在模態分析軟體之模擬圖



圖十 無人飛行載具結構於 ANSYS 中建立之模型圖



圖十一 無人飛行載具之第一模態分析圖



圖十二 無人飛行載具之第二模態分析圖

表二 巴爾莎木材料係數表

巴爾莎木	
E	2.07e9 Pa
PR <sub>xy</sub>	0.22
Density	1.44e2 kg/m <sup>3</sup>

表三 碳纖維材料係數表

碳纖維		
E <sub>x</sub> =1.4035e11 Pa	E <sub>y</sub> =9.44e9 Pa	E <sub>z</sub> =9.44e9 Pa
PR <sub>xy</sub> =0.3404	PR <sub>yz</sub> =0.0231	PR <sub>xz</sub> =0.0231
G <sub>xy</sub> =5.403e9 Pa	G <sub>yz</sub> =3.37e9 Pa	G <sub>xz</sub> =5.403e9 Pa
Density=1.75e3 kg/m <sup>3</sup>		

表四 無人飛行載具之自然振動頻率系統識別

模態 (mode)	測試值 (Hz)	分析值(Hz)			
		初始值 (Hz)	誤差 (%)	最佳值 (Hz)	誤差 (%)
1	36.18	33.76	6.68	36.14	0.11
2	56.66	53.26	6.0	56.64	0.03

表一 玻璃纖維材料係數表

玻璃纖維		
E <sub>x</sub> =30.89e9 Pa	E <sub>y</sub> =7.38e9 Pa	E <sub>z</sub> =7.38e9 Pa
PR <sub>xy</sub> =0.27	PR <sub>yz</sub> =0.3	PR <sub>xz</sub> =0.27
G <sub>xy</sub> =3.52e9 Pa	G <sub>yz</sub> =2.84e9 Pa	G <sub>xz</sub> =3.52e9 Pa
Density=1.75e3 kg/m <sup>3</sup>		

表五 無人飛行載具與有限元素模型質量之比較

質量 (Kg · s <sup>2</sup> /m)	測試值	分析值			
		初始值	誤差 (%)	修正值	誤差 (%)
	0.214285	0.21428	0	0.21555	0.59