

自由邊界模型飛機之模型驗證

王栢村¹、林志明²

¹ 國立屏東科技大學機械工程系教授

² 國立屏東科技大學機械工程系研究生

摘要

分析模型之認證為模擬分析重要的關鍵，本文探討結合有限元素分析與實驗模態分析於一架木製模型飛機之分析模型驗證。首先以有限元素分析軟體採用殼元素建立模型飛機之全模型，並進行理論模態分析以求得飛機之自然頻率與模態振型，也分別以衝擊錘與加速度計為驅動器與感測器進行實驗模態分析，以獲得實驗模態參數。結果顯示，分析與實驗所得之飛機主翼與尾翼模態特性有相當合理之對應吻合，然而飛機主體與機身可能由於組合接縫假設為理想接合，而沒有很好之對應。本文提出分析與實驗方法以期對有限元素分析模型的驗證，以作為爾後進階之應用分析，對於接縫處模擬方式之探討將有助於獲得更適合正確的飛機模型，以作為響應模擬之依據。

關鍵字：模型飛機、有限元素分析、實驗模態分析、模態參數

1. 前言

航空飛行安全一直是航空界一致努力的目標。因此，飛機結構破壞及其機件故障的『預防』就成為非常重要的工作。

利用實驗模態分析結合有限元素分析法對結構求出其模態參數，了解其振動特性後，即可據此來進行模型驗證。其目的乃在確認理論數學模型之合理性、正確性，使足以代表實際結構之等效分析模型。當完成模型驗證，即確認了理論分析數學模型之正確性，則可進行後續之其他應用，如響應預測、外力估算及健康監測等其他應用，減少實驗耗費之人力、物力及時間，縮短工程設計開發之時程。

文獻回顧中列舉數個以實驗模態分析搭配有限元素分析進行結構的振動特性分析，甚至是模型驗證成功的實例，其中亦包括了針對複雜結構進構有限元素模型的技巧。

張和徐[1] 針對一環型薄殼狀的輪胎進行實驗模態分析，先對分別對輪胎自由懸空及受荷重觸地變形，兩種不同的邊界條件進行模態測試，最後再針對兩種不同邊界的輪胎做有限元素分析，其結果亦是相當吻合。黃和李[2]以一大型熱洩水泵作為模型變更之研究實例，利用內外筒含水之泵的實驗模態頻率，來更新內外筒無水之泵的有限元素模型，因邊界條件及材料特性均不易正確模擬，故有限元素分析所得之自然頻率將與實驗量測值有相當之不同，作模型變更

時，選擇實驗模態的自然頻率為參考，並修正有限元素模型的楊氏係數，及內外筒之密度，經修正後，兩者自然頻率與總質量相當接近。Spruit et al. [3] 針對烘乾機(dryer cabinet)這樣的薄金屬板結構，進行模型驗證。透過三種重要參數來評斷實驗及有限元素模型之間的對應程度，並根據驗證的結果，更新並修正有限元素模型以增進與實驗模態模型之間的對應程度。Hyde et al. [4] 探討一個四面體結構設計(tetrahedral frame design)被使用在銑床機械結構從事複雜尺度的切削應用(mixed scale machining)。經由模型驗證，確定了有限元素分析模型的正確性，以便接續對此等效模型來尋找一個改善銑削振動的方法。Singhal et al. [5] 利用有限元素分析法及實驗模態分析法針對薄壁中空圓管來相互驗證求得薄壁圓管的振動參數，並得到一個良好的結果。

王和陳[6] 以實驗模態分析結合有限元素分析法來對自由邊界下的衝擊試驗機滑動平台作模型驗證，合理的將有限元素模型簡化，以縮減分析時間；並與實驗模態分析之分析結果作一比對，並更新並修正有限元素模型以增進與實驗模態模型之間的對應程度。Wang and Li[7] 研究一船體之雙重階段隔振系統(the double stage vibration isolation system)的動態特性，以FEA的模態分析模型來推導動力流敏感度的表示式，並透過對一個包含隔振系統的船隻模型進行實驗模態分析，在結合這兩種分析下，找出影響雙重階段隔振系統動態特性的系統參數。Feldmaier et al. [8] 以實驗模態分析結合有限元素分析法來針對一個汽車後懸吊系統(automobile rear suspension)進行模型驗證。先個別對主要的10個零件，進行模型驗證。最後，對整個後懸吊系統進行模態測試，並與其對應之有限元素模型進行模態參數比對，而得一正確之等效分析模型。王和陳 [9] 以實驗模態分析結合有限元素分析法來對自由邊界下的衝擊試驗機滑動平台作模型驗證，省略平台上的螺紋孔以避免元素分割量過大致求解不便，最後亦發展出一個等效可用的分析模型。

王和黃[10] 結合有限元素分析法以及實驗模態分析，對含琴柄及共鳴箱之整體吉他結構進行分析，以求得吉他的振動模態特性，忽略其共鳴箱內部支撐結構，以致模型驗證方面並未對應的十分良好，需再針對有限元素模型做加強。Lucas et al. [11] 探討阿帕契直昇機飛彈發射台(Apache helicopter missile launcher test stand and wing)結構的FE_model 及模態實驗之間的模型確認。目的是發展一個飛彈發射台(missile

launcher)的動態模型以用來預測飛彈發射時的暫態情況。

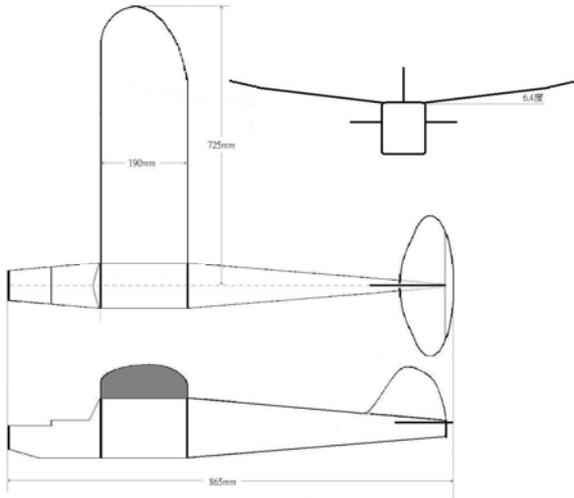
本文以縮小模型方式進行實驗，針對一自由邊界靜止的整體飛機結構作模態測試(modal testing)，將飛機懸吊，以模擬其自由邊界，再以衝擊槌配合加速度計的方式進行實驗，求得實驗頻率響應函數，經由曲線嵌合(curve fitting)得到模態參數。並使用 ANSYS 軟體，進行有限元素分析求得理論之模態參數(自然頻率、模態振型)。

2. 有限元素分析

本文探討之標的物為一木製的飛機模型，其組裝方式是以木板銜接膠合而成基本骨架，最後再以熱塑膜覆蓋其上而形成一流線型迎風面，如圖 1(a)為飛機實體結構圖，而圖 1(b)為忽略飛機骨肋支撐結構之數學模型示意圖，表 1 為尺寸規格及材料參數表。



(a) 飛機實體結構圖



(b) 飛機外觀示意圖

圖 1. 飛機模型圖

欲針對此木製模型飛機，進行有限元素分析，首先要建立其有限元素模型。本分析使用 ANSYS 軟體，利用殼元素(Shell 63)建構一個忽略飛機內部骨肋等支撐結構之簡化有限元素模型。設定求解頻寬為 0~1000Hz，並進行模態分析求得理論之模態參數(自

然頻率、模態振型)。圖 2 為有限元素模型示意圖。

表 1. 飛機尺寸規格及材料參數表

Sparky 400型遙控飛機諸元			
材質	巴爾沙木	馬達、電池及其他配件重量	264克
翼展	1450mm	空重(不含馬達及其他配件)	402克
弦長	190mm	馬達規格	400型x1
後掠角	0	遙控頻率	FM 40.75 MHz
機長	865mm	飛行半徑	
機翼面積	232300mm ²	起飛方式	手動投射
上反角	6.4度	電池規格	鋰電11.1V 2200mA×1
結構板厚度	5mm、3mm、 2mm、1mm	密度(Kg/m ³)	1600.3
楊氏係數	4.35×10 ⁹		

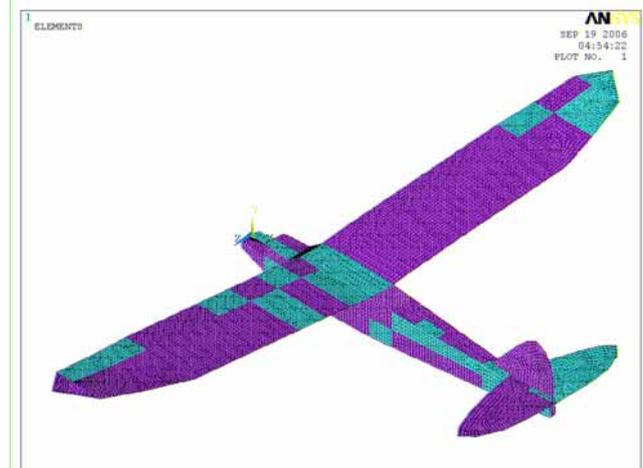


圖 2. 有限元素模型示意圖

3. 實驗模態分析

針對一自由邊界靜止的整體飛機結構作模態測試(modal testing)，並將飛機懸吊，以模擬其自由邊界，再以衝擊槌配合加速度計的方式進行實驗，求得實驗頻率響應函數，經由曲線嵌合(curve fitting)得到模態參數。

首先對飛機結構做整體的實驗點規劃共分割 135 個點，圖 3 為實驗量測點示意圖，規劃原則如下：

1. 主翼：將點規劃在機翼下有骨肋處，分別在翼前緣、後緣及距前緣 5.8 公分處，共 62 個點。
2. 機身：在機背、機腹及機身兩側各規劃 14 個

點，機身與主翼重疊處規劃為主翼上的點，主翼下、機腹及兩側機身點配合主翼的點間具，其餘點間距 5.85 公分，共 53 個點。

3. 垂直尾翼：沿著邊緣處規劃實驗點，以頂點為中心，分別向前緣與後緣平均分割 4 點，共 9 點。
4. 水平尾翼：沿著邊緣處規劃實驗點，以兩邊頂點為中心，分別向前緣與後緣平均分割 9 點，共 20 點。

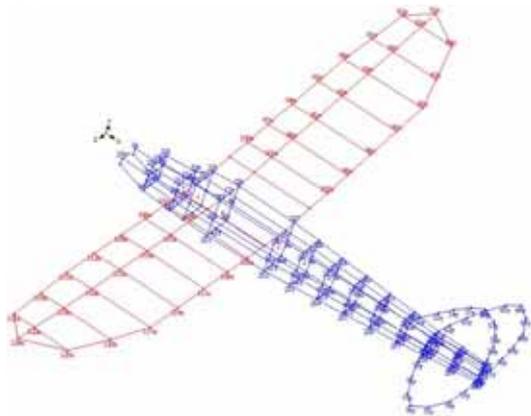


圖 3. 實驗量測點示意圖

將飛機以橡皮筋，勾掛於機頭，懸吊於架上形成自由懸吊。利用衝擊槌對飛機結構敲擊，並以加速度計做為感測器進行量測，圖 4 為飛機模態測試架構圖。衝擊槌選擇塑膠衝擊頭，採固定衝擊錘之激振位置，移動加速度計進行模態測試。本實驗將頻譜分析儀(SIGLAB)設定頻寬為 0~1000Hz，解析頻率 0.625Hz，衝擊槌不加任何加權函數，加速度計則加 Exponential 為衰減率 0.1 的加權函數。經由模態測試將量得訊號傳輸到頻譜分析儀，作快速傅立葉轉換，求得實驗頻率響應函數與關聯性函數，再由 ME' scopeVES 軟體，對實驗頻率響應函數做曲線嵌合，以求得合成實驗頻率響應函數與模態參數。



圖 4. 飛機模態測試架構圖

表 2. 不同元素數目情形下自然頻率的收斂情況

模型	A	B	C	A vs. B 誤差%	B vs. C 誤差%
元素數目	5776	8967	15140		
模態	$f_n(\text{Hz})$	$f_n(\text{Hz})$	$f_n(\text{Hz})$		
F_01	15.619	15.618	15.618	0.006	0.000
F_02	41.998	41.985	41.978	0.031	0.017
F_03	50.486	50.267	50.111	0.434	0.310
F_04	65.658	65.365	65.191	0.446	0.266
F_05	73.422	73.420	73.429	0.003	-0.012
F_06	80.539	80.542	80.563	-0.004	-0.026

4. 結果與討論

4.1 收斂性分析

對於一個合理的有限元素分析結果，最重要的是要確認其合理性。所以在作模態測試時亦須對分析模型做網格大小、元素數目與分析數據的收斂性分析，其分析結果如表 2 所示。

觀察其元素數目及分析結果，判斷模型在 B 及 C 情形下，均達收斂(其自然頻率誤差均在 1% 以內)。考慮電腦資源及求解時間後，可以採用模型 B 進行後續模態分析。

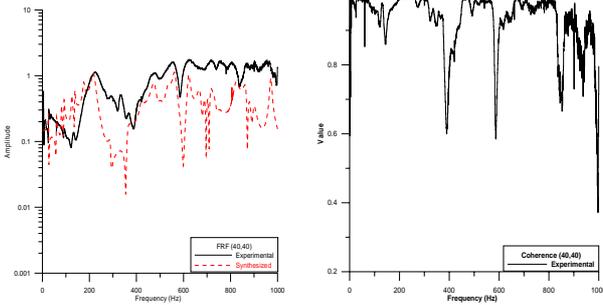
有限元素分析得到之前 6 個模態，其自然頻率皆為 0，為剛體模態，因此忽略不予討論，取第 7 個模態作為第 1 個彈性模態，編號為 F_01 以此類推，在求解頻寬內共有 53 個彈性模態，將此 53 個模態振型分為全機、主翼、機身及尾翼等四個部份分別予以觀察。

4.2 頻率響應函數與關聯性函數探討

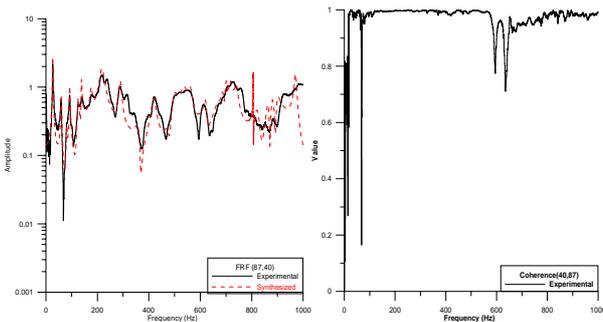
由於飛機結構複雜，在 ANSYS 軟體內執行簡諧響應分析相當不易，因此只對實驗頻率響應函數與合成實驗頻率響應函數進行驗證。圖 5 (a)、(b) 分別代表了同點與不同點之實驗頻率響應函數與關聯性函數圖形，其中輸出點與輸入點以 (i,j) 表示，實線代表實驗頻率響應函數，而虛線則是代表合成實驗頻率響應函數，分別就同點(40,40)與不同點(87,40)之實驗頻率響應函數與合成實驗頻率響應函數作探討，並對應其關聯性函數對應情形。綜合討論如下：

1. 在同點(40,40)的對應上，實驗頻率響應函數與合成實驗頻率響應函數在峰值的位置大部份沒有對應到，應並不是十分良好。在共振點上，關聯性函數值趨近於 1；在反共振點上，因為響應較小，關聯性函數值較低。
2. 在不同點(87,40)的對應上，實驗頻率響應函數與合成實驗頻率響應函數在對應上都相當吻合，但在高頻率區域之對應有些不佳。

- 就同點與不同點之對應情形，整體來說，可再選擇更好的曲線嵌合方式，來使同點的曲線更加吻合。但不同點在高頻率區域之對應都不是十分良好，可能是因為高頻率區模態數密集，導致在作曲線嵌合時無法正確選擇到峰值所致。
- 由實驗頻率響應函數曲線重疊圖可以看出，飛機結構之自然頻率峰值在400Hz 以下皆相當清楚明顯，而在400Hz 以上因為模態數密集之現象，造成自然頻率之峰值不明顯。



(a) 同點實驗頻率響應函數與關聯性函數



(b) 不同點實驗頻率響應函數與關聯性函數

圖 5. 實驗頻率響應函數與關聯性函數圖形

實驗模態分析所得之模態編號為 E_01 以此類推，共有 20 個模態，表 3 為 20 個模態之自然頻率及累計平均阻尼。

表 3. EMA 自然頻率及累計平均阻尼

編號	自然頻率 (Hz)	修正前阻尼比 (%)	修正後阻尼比 (%)	累計阻尼比 (%)
E-01	26.3	2.75	2.008	2.008
E-02	60.5	0.374	0.051	1.029
E-03	81.2	0.995	0.755	0.938
E-04	131	0.929	0.780	0.898
E-05	175	0.574	0.462	0.811
E-06	220	1.01	0.921	0.830
E-07	286	0.852	0.784	0.823
E-08	424	1.2	1.154	0.864
E-09	476	0.74	0.699	0.846

表 3. EMA 自然頻率及累計平均阻尼 (續)

編號	自然頻率 (Hz)	修正前阻尼比 (%)	修正後阻尼比 (%)	累計阻尼比 (%)
E-10	520	0.192	0.154	0.777
E-11	567	0.646	0.612	0.762
E-12	662	8.12E-02	0.052	0.703
E-13	716	7.01E-02	0.043	0.652
E-14	743	0.349	0.323	0.628
E-15	790	0.102	0.077	0.592
E-16	838	8.66E-02	0.063	0.559
E-17	872	0.215	0.193	0.537
E-18	932	0.144	0.123	0.514
E-19	963	4.03E-02	0.020	0.488
E-20	990	0.199	0.179	0.473

4.3 模態參數驗證

根據 FEA 及 EMA 所得之模態振型予以互相比較討論，找出振型相對應之模態。比對模態振型方式主要以 MAC 值做為比對指標，MAC 值愈接近 1 代表兩模態振型愈相似；若 MAC 數值愈接近 0 則代表實驗與理論分析之振型具有正交性。表 4 為主翼(wing)之振型比對表；表 5 為主翼(wing)模態參數比對表，綜合討論如下：

- EMA 與 FEA 自然頻率間的誤差極大，這可能造成的原因為有限元素模型的材料參數的設定使用與參考文獻[20]中相同的材料參數設定所致。
- 觀察其物理意義在主翼的振動特性上，類似於懸臂樑結構，其模態出現順序依照著 1st-bending、2nd-bending。但此機翼為 2-D 結構，故仍會出現如 $(x,z) = (2,1)$ 、 $(2,2)$ 、 $(2,3)$ 等模態，唯其固定端是固定在機身上，並不若理想懸臂樑般有明確的固定邊界，故振動時的節線並不完全是判斷物理意義的指標。
- 而主翼在模態振型比對上均有相對應的趨勢，其模態順序有兩組模態出現順序相反的情形：「E-02 與 F-07~08」及「E-04 與 F-06」，推究其原因，可能為建構有限元素模型時，過度忽略結構細部元件所致，其他的模態順序大致上能對應。
- 比對模態振型方式主要以 MAC 值做為比對指標，由表 4 可發現，類似的模態振型中，其 MAC 值皆在 0.3~0.7 之間，只能說 EMA 與 FEA 模態振型有部份對應。
- 綜合而言，以主翼之 FEA 與 EMA 震動模態比較，模態振型物理意義，有明確合理之對應，為可能因有限元素模型之簡化，使的頻率對應不佳，尚待進一步修正結構模型。

表 4. 主翼(wing)之振型比對表

EMA 模態 數與 自然 頻率 Hz	模態振型	FEA 模態 數與 自然 頻率	模態振型	物理 意義 (x, z)	MAC
E-01 26.3		F-01 15.7 Hz		(0,1)	0.70
E-02 60.5		F-07 83.74 Hz		(x,z) =(2,1)	0.32
E-04 131		F-06 80.6 Hz		(x,z) =(0,2)	0.47
E-05 175		F-16 267.5 Hz		(x,z) =(2,2)	0.42
E-06 220		F-21 324.2 Hz		(x,z) =(2,2)	0.49
E-07 286		F-26 464.4 Hz		(x,z) =(2,3)	0.39
E-09 476		F-36 711.6 Hz		(x,z) =(2,4)	0.37
E-10 520		F-36 711.6		(x,z) =(2,4)	0.43
E-11 567		F-39 758		(x,z) =(2,4)	0.42

表 5. 主翼(wing)模態參數比對表

模態數	EMA		FEA		EMA 及 FEA 比對頻 率之誤 差%	物理意 義 (x,z)	EMA 及 FEA 比對 MAC
	自然 頻率 Hz	模態 數	自然頻 率 Hz	模態 數			
E-01	26.3	F-01	15.7		-40.30	(0,1)	0.70
E-02	60.5	F-07	83.74		38.41	(2,1)	0.32
		F-08	92.3		152.56	(2,1)	0.31
E-03	81.2					(0,2)	
E-04	131	F-06	80.6		-38.47	(0,2)	0.47
E-05	175	F-16	267.5		52.86	(2,2)	0.42
		F-18	293.06		167.46	(2,2)+ X- bending	0.40
E-06	220	F-18	293		33.18	(2,2)	0.41
		F-21	324.2		147.36	(2,2)	0.49
E-07	286	F-26	464.4		62.38	(2,3)	0.39
		F-29	507.7		177.52	(2,3)	0.35
E-08	424					(2,3)	
E-09	476	F-36	711.6		49.50	(2,4)	0.37
E-10	520	F-36	711.6		36.85	(2,4)	0.43
		F-39	758		145.77	(2,4)	0.41
E-11	567	F-36	711.6		25.50	(2,4)	0.42
		F-39	758		133.69	(2,4)	0.42

表 6 為尾翼(tail fin & tail plane)之振型比對表,表 7 為尾翼(tail fin & tail plane) 模態參數比對表,綜合討論如下:

1. EMA 與 FEA 自然頻率間的誤差極大,這可能造成的原因是有限元素模型的材料參數並不是適當的模擬實際結構所致。
2. 而尾翼的物理意義上,亦可視為一 2-D 的懸臂樑結構,也有 1st-bending、2nd-bending, 及 (x,z) = (2,1)、(2,2)、(2,3)、(2,4) 等模態。
3. 而尾翼在模態振型比對上亦有相對應的趨勢,因其結構在有限元素模擬上與實際相符,皆為平板結構,亦無其他骨肋結構,故其模態順序較主翼對應良好。
4. 由表 7 可發現,類似的模態振型中,其 MAC 值皆在 0.3~0.67 之間,可能原因為飛機本身即為複雜結構,在理論分析時又省略過多細部結構,以致於模擬振動時無法貼近實際結構,未來對於接縫邊界模擬之修正應可改善之。

表 6. 尾翼(tail fin & tailplane)之振型比對表

EMA 模態數與自然頻率 Hz	模態振型	FEA 模態數與自然頻率 Hz	模態振型	物理意義	MAC
E-01 26.3		F-02 42.02		tail fin : (x,z) = (0,1) Tail plane : (x,z) = (0,1)	0.51
E-02 60.5Hz z		F-05 73.93Hz z		tail fin : rigid tail plane (x,z) = (0,1)	0.52
E-03 81.2Hz z		F-06 80.6Hz		tail fin : rigid tail plane (x,z) = (0,1)	0.67
E-04 131Hz z		F-20 316.84 Hz		tail fin : rigid tail plane (x,z) = (2,1)	0.63
E-05 175Hz z		F-16 267.46 Hz		tail fin : rigid tail plane (x,z) = (2,1)	0.62
E-08 424Hz z		F-26 464.35 Hz		tail fin : rigid tail plane (x,z) = (0,2)	0.32
E-09 476Hz z		F-29 507.69 Hz		tail fin : rigid tail plane (x,z) = (0,2)	0.34

表 7. 尾翼(tail fin & tailplane) 模態參數比對表

EMA 模態數	自然頻率 Hz	FEA		EMA 及 FEA 自然頻率誤差%	tail fin 物理意義 (x, z)	Tail plane 物理意義 (x, z)	EMA 及 FEA 比對 MAC
		模態數	自然頻率 Hz				
E-01	26.3	F-02	42.02	59.77	(0,1)	(0,1)	0.51
		F-03	50.24	91.03	(0,1)	rigid	0.35
		F-04	65.33	148.40	(0,1)	(0,1)	0.32
E-02	60.5	F-05	73.93	22.20	rigid	(0,1)	0.52
E-03	81.2	F-06	80.6	-0.74	rigid	(0,1)	0.67
		F-09	99.65	22.72	rigid	(0,1)	0.63
E-04	131	F-20	316.84	141.86	rigid	(2,1)	0.63
E-05	175	F-16	267.46	52.83	rigid	(2,1)	0.62
		F-21	324.18	85.25	rigid	(2,1)	0.66
E-06	220				local mode	rigid	
E-07	286				rigid	(0,2)	
E-08	424	F-26	464.35	9.52	rigid	(0,2)	0.32
E-09	476	F-29	507.69	6.66	rigid	(0,2)	0.34

表 8 為飛機整體(full plane)之振型比對表；表 9 為整體飛機(full plane)模態參數比對表，綜合討論如下：

1. EMA 與 FEA 自然頻率間的誤差極大，這可能造成的原因為機身跟主翼是以橡皮筋細縛的方式接合，更加加大有限元素型的材料參數的複雜性，使得材料參數設定更加不易。
2. 而全機的物理意義上，必須分開以各部位之模態振型來加以討論：第一個對應的模態不論是 FEA 或是 EMA 皆為第一個模態，主翼的部份在此是相互對應的，而其他部份結構卻對應的不慎理想。第二個對應的模態是 E_03 與 F_06，其對應到的部份是最完整的，除了機身部分外，其他都有對應到。第三個對應到的模態為 E_05 與 F_21 它只有尾翼有對應到。
3. 而全機在模態振型比對上，雖然對應到的模態不多，但大致上仍是呈現順序的趨勢。
4. 由表 9 可發現，有對應到的模態中，其 MAC 值皆在 0.29~0.58 之間，可能原因為飛機本身即為複雜結構，在理論分析時又省略過多細部結構，且銜接及細縛部份被忽略，而將飛機視為一體成型的結構，才導致數值不高。

表 8. 為飛機整體(full plane)之振型比對表

EMA 模態 數與 自然 頻率 Hz	模態振型	FEA 模態 數與 自然 頻率 Hz	模態振型	物理意 義	EMA 及 FEA 比對 之 MAC
E-01 26.3		F-01 15.7		Wing : (x, z) = (0, 1)	0.50
E-03 81.2		F-06 80.6		Wing : (x, z) = (0, 1) tail fin : rigid Tail plane : (x, z) = (0, 1)	0.58
E-05 175		F-21 324		tail fin : rigid Tail plane : (x, z) = (2, 1)	0.29

表 9. 飛機整體模態參數比對表

EMA		FEA		自然 頻率 誤差%	wing 物 理意義 (x, z)	tail fin 物 理意義 (x, z)	Tail plane 物理意 義(x, z)	MAC
模態 數	自然 頻率 Hz	模態 數	自然 頻率 Hz					
E-01	26.3	F-01	15.7	-40.3	(0, 1)			0.50
E-02	60.5							
E-03	81.2	F-06	80.6	-0.74	(0, 2)	rigid	(0, 1)	0.58
E-04	131							
E-05	175	F-21	324.2	52.8		rigid	(2, 1)	0.29

至於機身 (body) 的部份, 其 MAC 比對結果, 數值皆小於 0.1, 其原因可能為在實驗時針對機身部分所做的實驗點規劃不足, 而導致量測到的資料, 無法與理論分析對應所致。整體飛機比對上, 其結果顯而不理想, 此部份幾乎無完全對應之模態呈現, MAC 值亦皆低於 0.5, 因此對機身量測點之規劃應再擴充。

5. 結論

本文結合有限元素法及實驗模態分析針對一自由邊界靜止狀態下的模型飛機進行模型驗證, 根據模態振型及 MAC 的比對其結果不慎理想, 究其原因, 可有以下之結論:

1. 在有限元素分析部份: 本次分析時, 將飛機忽略所有骨肋結構, 以致部分模態順序無法完全對應。
2. 又假設飛機為一體成型之結構, 忽略其所有的銷接及網縛部份, 因而致使整體飛機的對應上不盡理想
3. 而材料參數部份亦須做一適當調整, 使得自然頻率誤差減小。
4. 實驗模態分析部份: 針對整體飛機進行實驗, 主翼及尾翼部份的實驗品質良好, 與理論分析的對應上並無太大的問題, 唯機身部份的實驗點規劃不足, 得不到足夠的資料, 致使實驗品質不佳。

針對未來改善建議方面, 首先須對機身重新進行實驗點規劃, 由原本的機背、機腹及機身兩側中線, 新增機身四個稜線的相對位置的點, 並再對整體飛機結構進行實驗。有限元素模型需再深入的精密化, 包括所有骨肋結構、銷接、網縛部份及材料參數部份皆須做一適當調整, 儘可能的接近實際結構, 以達成模型驗證之目標。

6. 參考文獻

1. 張志偉, 徐茂濱, 2000, 「輪胎的實驗模態分析」, 中華民國力學學會第二十三屆全國力學會議論文集, 新竹, 第 479-486 頁。
2. 黃德言, 李恩冠, 2000, 「大型泵結構之實驗模態數據與有限元素模型之整合」, 中華民國力學學會第二十四屆全國力學會議論文集, 桃園, 論文編號: J-009。
3. Spruit, M. J., Karsen, C. V., and Vilmann, C. R., 2004, "Modal Tseting & Modeling Considerations for a Thin Simply Supported Plate," *Proceeding of the 22th International Modal Analysis Conference*, Dearborn, Michigan, Paper No.s38p03.
4. Hyde, L. J., Jackson, M. J., Vasantharao, B., Pardue, S. J., and Peddieson, J., 2004, "Modal Analysis of a Tetrahedral Machining Structure," *Proceeding of the 22th International Modal Analysis Conference*, Dearborn, Michigan, Paper No.s20p04.
5. R. K. Singhal, W. Guan, and K. Williams, 2002, "Modal Analysis of a Thick-Walled Circular Cylinder," *Mechanical systems and Signal processing*, pp.141-153.
6. 王栢村, 陳克強, 2005, 「衝擊試驗機滑動平台之模型驗證」, 中國機械工程學會第二十二屆全國學術研討會論文集, 中壢, 論文編號 C3-003。
7. Wang, G., and Li, L., 2001, "Finite Element

Analysis and Experimental Research on the Reduction of Vibration and Structure Noise in Ship,” *Proceeding of the 8th International Congress on Sound and Vibration*, Hong Kong, pp.1373-1380。

8. Feldmaier, D. A., Sung, S. H., Nefske, D. J., and Doggett, S. J., 2004, ” Modal Analysis Tests for Correlating an Automobile Rear Suspension Model,” *Proceeding of the 22th International Modal Analysis Conference*, Dearborn, Michigan, Paper No. s08p03.
9. 王栢村, 陳志成, 2004, 「振動試驗機垂直輔助平台之模型驗證」, *中國機械工程學會第二十一屆全國學術研討會論文集*, 高雄, 論文編號: C0300666。
10. 王栢村, 黃國棟, 2004, 「吉他之振動特性與模態分析」, *中華民國音響學會第十七屆學術研討會論文集*, 高雄, 第 197-205 頁。
11. Lucas, L. D., Garner, R., and Birdsong, B., 2004, ”Helicopter Missile Launcher Dynamics Prediction with Model Updating and Correlation,” *Proceeding of the 22th International Modal Analysis Conference*, Dearborn, Michigan, Paper No.s14p01.

Model Verification of a Model Plane in Free Boundary

Bor-Tsuen Wang¹, Chi-Ming Lin²
Department of Mechanical Engineering
National Pingtung University of Science and Technology

Abstract

The validation of analytical model is crucial in simulation. This work presents both finite element analysis (FEA) and experimental modal analysis (EMA) on a wooden model plane. The finite element model of the plane is first constructed by shell elements and used to perform theoretical modal analysis, and so forth natural frequencies and mode shapes of the plane can be obtained. Experiments are also carried out by using the impact hammer and accelerometers as the actuator and sensor, respectively, to extract experimental modal parameters. Results show that the main wings and tail wings reveal reasonable agreement of modal characteristics between FEA and EMA, though the main body of the model plane does not match well due to the joint connection effect. This work layouts the analytical and experimental approach to the verification of finite element model that can be used for other further analysis. A refined modeling, in particular, for the joints can be of interest in order to obtain an appropriate and accurate plane model for response simulation.

Keywords: model plane, FEA, EMA, modal parameter