

夾持邊界下衝擊試驗機滑動平台之模型驗證

王栢村¹ 陳克強² 李昆達³

¹國立屏東科技大學機械工程學系教授

²國立屏東科技大學機械工程學系研究生

³金頓科技股份有限公司 研發處處長

國科會計畫編號：NSC-94-2622-E-020-002-CC3

摘要

本文主要利用實驗模態分析結合有限元素分析的方式來對夾持邊界下衝擊試驗機滑動平台做模型驗證，了解挾持邊界下的平台模態特性。驗證方式採用實驗模態分析與有限元素分析兩種方法，並同時進行操作模態分析來了解衝擊試驗時平台之動態特性，有限元素分析分析結果經模型修正比對實驗模態分析結果後相當吻合，代表模型驗證相當成功，所發展出等效分析模型可應用於衝擊響應分析及探討衝擊平台設計變更之參考。

關鍵字：有限元素分析，實驗模態分析，衝擊試驗機

1. 前言

隨 IC 產業蓬勃發展，電子產品銷量日益居多，品質要求也愈來愈高。產品出廠前須經過環境試驗以確保其可靠度。在相關產品環境試驗研究方面林 [1] 指出振動及衝擊測試是電子連接器與線纜組之環境試驗項目中的一環。楊 [2] 也由電機產品製造商的品質觀點探討：振動測試(vibration test)、衝擊測試(shock test)、落下測試(drop test)，以考驗產品品質。由於產品在使用、搬運及運輸過程中皆會遭遇衝擊環境所累積之損害，因此衝擊測試為環境試驗中重要的一環。在有關衝擊環境測試中，ASTM D3332 設計規範指出衝擊滑動平台即必須有足夠之勁度與剛性以保持水平之平整度(flatness)，同時自由落下時不能有平移或翻轉。而美國軍方 MIL-STD-883E (1996) [3] 規範指出衝擊試驗設備必須提供 500-3000g(peak)之半正弦衝擊脈波(half sine pulse)，衝擊時間在 0.1-1ms 之間，此半正弦波僅允許 20% 以內之誤差，每個軸向必須承受 5 次衝擊波，包括正負方向。

本文主要利用模型驗證(Model Verification)的理念來對衝擊試驗平台(以下簡稱平台)做模型驗證，模型驗證主要在求的系統內涵，方法主要運用理論分析與實驗模態分析來求得結構模態參數如自然頻率與阻尼比等，並將其互相比對，目的在於確認理論分析模型的合理性正確性。由於平台形狀複雜不易以理論分析，因此理論研究方面以有限元素分析作為基礎配合實驗模態分析來完成模型驗證。在相關模型驗證研究方面，王和曹[4]探討了自由邊界版結構，首先進行有限元素分析並以實驗數據來完成模型驗證。王和陳[5]對一振動試驗機垂直平台做模型驗證。王等人[6]對衝擊試驗機滑動平台做自由邊界下模型驗證。文獻[7-11]也都運用了實驗模態分析結合有限元素分析理念來做模型驗證。而 Ren *et al.* [9] 利用模型驗證來發展出斜張橋之等效分析模型(analytical model)，之後將其利用隨機機振的方式來預測橋樑的響應(response prediction)

並且將其應用在健康監測上 (health monitoring)，可作為日後維護橋樑的參考。

有鑑於此，本文利用實驗模態分析結合有限元素分析來對夾持邊界下的衝擊平台做模型驗證，由於衝擊試驗機運作時平台是裝置於滑軌上移動，因此了解平台安裝於衝擊試驗機上的震動特性便有其必要，此模型驗證目標為得到衝擊平台之等效有限元素模型。未來可將進行響應預測分析(response prediction)，模擬實際挾持邊界情況下之衝擊響應探討，以作為變更平台設計的依據。

2. 有限元素分析

衝擊平台實體圖如圖 1 所示，中間方正處為測試面，兩端圓孔為導孔(Guide)用來安裝於機台所用，圖 2(a)為夾持邊界照片，可看出 Guide 圓孔安裝於衝擊試驗機滑軌情形。由於要模擬實際之挾持邊界，所以應用先前已發展出之自由邊界等效有限元素分析模型[6]來更新邊界情況。模擬挾持邊界時需考慮兩種情況，首先平台 Guide 內部是以電木來與滑軌接觸，同時 Guide 上方是以實心鐵塊與煞車元件鎖固。因此利用三種不同邊界設定方式來模擬平台結構的邊界條件，敘述如下：

1. Model A：在平台 Guide 內壁邊界條件設為對稱(Symmetry)邊界，如圖 2(b)所示。理念在於滑軌對平台產生剛體拘束。
2. Model B：考慮滑軌及電木對平台產生勁度效應之影響，如圖 2(c)所示在 Guide 內壁改採用建構彈簧元素(彈簧常數=20000N/mm)方式來模擬挾夾邊界。
3. Model C：將平台 Guide 內壁與上方都建構彈簧元素，內壁彈簧常數為 2500N/mm、上方彈簧常數為 36100N/mm，圖 2(d)為 Guide 上方彈簧元素之建構情形。此模型同時考慮滑軌與煞車器所產生的勁度效應。

運用上述不同邊界設定來進行模態分析以求得最能代表實際邊界情況之分析模型。以上模擬邊解所選用的彈簧元素其彈簧常數均採用試誤法來完成設定。ANSYS 求解方面假設平台在彈簧邊界下狀態進行模態分析且不需施加外力負荷，求解頻寬設定為 0~6000Hz。

3. 實驗模態分析

3.1 夾持邊界實驗方法

實驗量測主要以平台頂面做為量測面，來量取垂直(Z)方向響應。圖 3 為實驗量測規劃點，由先前已規劃的自由邊界量測點數來量測平台中央方正部份，共分為 164 點，實驗時將加速度計固定於第 12 點，移動衝擊錘依序激振各點且每點敲擊 3 次取平均，並搭配 4 頻道 SigLab 頻譜分析儀來做訊號擷取分析得到頻率響應函數(FRF)。

圖 4 為實驗架設方式圖，可看出實驗儀器架設與平台夾持邊界示意。頻譜分析儀頻寬設為 0~5000Hz，實驗後將所量測的 FRF 資料則使用 ME'scopeVES 軟體來做曲線嵌合並採用多自由度的曲線嵌合方法來求得模態參數。

3.2 操作模態分析(OMA)實驗方法

OMA 實驗量測面與規劃點和夾持邊界相同，圖 5 為實驗架設方式圖，實驗時實際操作衝擊試驗機使平台自由落下來撞擊膠塊以產生半弦波，平台落下高度為 8cm，而撞擊產生波形如圖 6 所示。實驗採用兩顆加速度計量取平台衝擊時平台頂面的垂直(Z)方向響應，其中加速度計 2 固定於第 12 點，移動速度計 1 依序量測各規劃點且每點平台須撞擊 3 次取平均配合 SigLab 分析儀完成傳輸比計算，分析儀頻寬設為 0~5000Hz，時間點數為 8192 點實驗後將所量測的 FRF 資料則使用 ME'scopeVES 軟體來做曲線嵌合並採用多自由度的曲線嵌合方法來求得模態參數。

4. 結果與討論

4.1 挾持邊界之不同分析模型比較

表 1 為平台挾持邊界不同模擬方式比較，表中可觀察出三種模擬 Model 分析出的前幾個模態均為剛體模態，因此此部份模態均和實驗所得之前三個剛體模態無對應。首先由 Model A 的第一個彈性模態(F-04)可看出為(3,2)模態與實驗所得之第一個彈性模態(E-04)其振型為(2,2)模態有所不同，而接下來的模態其模態振型也與實驗無順序對應且分析與實驗相似振型其自然頻率也有所差異，因此考慮對 Model A 進行修改邊界模擬。

再來由 Model B 可以發現其彈性模態 F-06、F-08、F-09 之振型與實驗所得之 E-04、E-06、E-07、振型順序相同，但是分析少了實驗所得的第五個(2,1)模態，同時 F-11、F-12 順序與 E-08、E-09 對調，而且對應振型其自然頻率也有所差異，所以對 Model B 做更進一步的修正。最後從表 1 可發現 Model C 振型

對應情況較先前良好許多，分析所得的振型與實驗振型順序相同且無對調情況，在自然頻比較方面也差異較小，故 Model C 較能代表實際邊界。

4.2 模型驗證之結果與討論

4.2.1 頻率響應函數與關聯性函數探討

夾持邊界 EMA 實驗部份，圖 7 為同點與不同點之頻率響應函數(FRF)與關聯性函數圖形，綜合討論如下：

1. 同點頻率響應函數(Point FRF)於本實驗中為 $i=12$ 、 $j=12$ 代表輸出與輸入為同一點。而不同點頻率響應函數(Transfer FRF)；稱為轉移函數，實驗中 $i=12$ 、 $j=36$ 代表響應輸出為第 12 點，衝擊輸入為第 36 點。
2. 由圖中可看出同點與不同點合成頻率響應函數曲線(Synthesized)與實驗測得的頻率響應函數曲線(Experimental)均相當的吻合，代表曲線嵌合結果相當理想。
3. 實驗採用敲擊 3 次取平均，關聯性函數若越接近 1 表示所得之頻率響應函數可信度越高。由圖 7 看出關聯性函數除了在低頻響應稍差處與反共振點處有下降外其餘均保持在 1，整體而言可見實驗品質相當理想。

在 OMA 實驗部份，圖 8 為不同點之頻率響應函數(FRF)與關聯性函數圖形，FRF 實驗與嵌合曲線大致吻合但關聯性函數較不平整，表示操作平台受 3 次撞擊取平均時，每次加速度計擷取的訊號有差異而導致此現象，但大致上共振點處關聯性函數接近 1。

4.2.2 模態參數驗證

本文以實驗模態分析結合有限元素分析來完成模型驗證，圖 9 為衝擊平台模型驗證流程圖。驗證方法分為實驗模態分析與有限元素分析兩種方法；其分別可求得自然頻率、模態振型等模態參數。將兩者結果互相比對，若成功則完成模型驗證。本文以最佳化的理念，定義分析目標為使理論與實驗所得之自然頻率誤差減到最小、設計變數為導孔內部與上方彈簧元素之彈簧常數修正分析模型以完成模型驗證。

自然頻率比對

自然頻率比對配合表 1 來說明，表中模態編號 F-01 代表理論分析的第 1 個模態，E-01 代表實驗求得的第 1 個模態。表 1 可看出平台測試面模態振型比對，在振型物理意義代號方面；表中對應模態如 F-05 與 E-04，其振型物理意義為 (2,2)，意思是將平台頂部測試面視為平板，為平板的(2,2)模態，而 F-03 其振型物理意義為 PLANE，代表平台頂面 XY 方向平模態。F-01 與 E-02 振型物理意義中 Rigid UY 與 Rigid θ Y 分別代表沿 Y 方向運動與繞 Y 軸旋轉之剛體模態。表 1 自然頻率比對結果討論如下：

1. 表 1 中有反白的部份為實驗與理論無對應到的模態，而未反白者為實驗與理論有對應到的模態，首先在理論分析編號 F-01 與 F-04 為理論分析所得的剛體模態，實驗中 E-01~03 為實驗所得的剛

體模態，由於實驗量測時平台受實際邊界影響，造成低頻時所量得之剛體模態與理論分析剛體模態有所不同，故此部份模態無對應。

2. 在理論分析的 F-02、F-08 兩(3,1)模態與實驗並無對應，原因為實驗時加速度計固定於第 12 點，此量測點接近(3,1)模態的節線位置，造成訊號響應較小所以此部份模態無對應。
3. 而理論分析的 F-03、F-11、F-12、F-15、F-16、F-25、F-26 也與實驗無對應，因這些模態之振型屬於 X-Y 平面伸張模態，而在理論分析中所求得之振型是三軸向耦合的，實驗只量測平台頂面 Z 方向之響應，故此部份模態與實驗無對應。
4. 理論分析編號 E-19 模態與實驗無對應，原因可能為實際結構材料性質或邊界與分析模型有些微差異，而 E-22 為 E-21 之對稱模態，故和實驗量測模態無對應。因理論分析求解頻寬設為 0~6000Hz，而實驗分析頻寬為 0~5000Hz，而導致 5000 Hz 之後分析所得模態與實驗無對應到。
5. 理論與實驗有對應到的模態其自然頻率誤差值除「F-07 與 E-06」對應模態誤差較高外其餘均低於 10% 以內。

模態振型比對

夾持邊界下由於平台 Guide 部份安裝於衝擊試驗機滑軌上故模態振型主要比對平台頂面方正部份，由表 1 平台測試面的振型比對及 MAC 值可看出在模態有對應的情況下部分 MAC 值均接近於 1，其相關振型比對探討如下：

1. 首先在有對應到的模態中；「F-05~07 與 E-04~06」、「F-09~10 與 E-07~08」、「F-13 與 E-09」、「F-18 與 E-10」、「F-20~21 與 E-11~12」、「F-23 與 E-13」均為明顯的彈性模態振型，其物理意義相同，除高頻「F-23 與 E-13」MAC 為 0.28 外，其餘如「F-05 與 E-04」、「F-10 與 E-08」、「F-18 與 E-10」MAC 值 0.9 以上，表示理論與實驗的振型相當一致。
2. 由於在有限元素分析中結構的模態振型是三軸向耦合性的，而實驗所量測的方向為平台頂面 Z 方向之響應，因此經曲線嵌合後所得模態振型結果只為 Z 方向之響應，所以若當理論分析有 XY 方向平面運動(Plane)模態時會與實驗無對應。

阻尼比探討

在進行實驗量測時由於加了對數加權函數(Exponential Window)，因此會有加重阻尼比的情形發生，所以必需對實驗所得的阻尼比加以修正，一般而言結構之阻尼會隨著模態數增加而減少，因模態數愈高阻尼影響愈小，所以阻尼比修正的幅度也會跟著變小，由表 1 大致符合此特性。而在 E-01 其阻尼比偏高原因可能是邊界所造成之影響，故不將其考慮在累計平均阻尼比內。

整體而言，經由 FEA 三種邊界比較 EMA 模型驗證結果後可確認分析模型對於實際情況的假設是合理

的，也可看出邊界效應對結構而言影響很大，因此對邊界的假設與探討很重要，如 Model C 假設較接近實際情況，因此理論分析與實驗對應良好。

4.3 平台夾持邊界與 OMA 之動態特性比較

平台在挾持邊界固定下除了導孔內有滑柱接觸外還有煞車器的效應，而在進行衝擊測試時平台是自由落下同時煞車器也無作用因此邊界會與挾持邊界有所不同，因此探討夾持邊界 EMA 與 OMA 之動態特性差異。

自然頻率之比較

夾持邊界 EMA 與 OMA 模態自然頻率比較由表 1 可看出有對應到的模態其頻率除 F3 為 11.6% 外，其餘在 10% 以內而在編號 F6 彈性模態中其 OMA 實驗部份並未有模態出現，原因為夾持邊界下煞車器是將平台固定於機台滑軌上，故 Guide 上方會產生勁度效應而 OMA 實驗時平台則是自由滑動，所以造成夾持邊界與 OMA 有邊界差異而影響模態。

模態振型之比較

夾持邊界 EMA 與 OMA 模態振型比較由表 1 來說明；大致可發現對應的模態振型大致相似，但是若比對 MAC 值則在 0.1 以下，其原因是挾持邊界與 OMA 有邊界上的差異，且當進行 OMA 實驗時是依序移動加速度計 1 來量取 164 個規劃點衝擊響應而非同步量測全部點數，這會造成每次衝擊時量測訊號有些許差異，使得 OMA 實驗所得模態振型較不明確，但仍可看出 EMA 與 OMA 之模態振型有相似的趨勢，可確認各模態之對應性。

阻尼比之比較

EMA 與 OMA 所得的平台結構阻尼比如表 1 所示，由 F10 模態之累計平均阻尼比看出 OMA 為 2.91%，EMA 為 1.25%，因衝擊試驗時膠塊是鎖固於平台底部一同落下來衝擊機台基座，所以造成 OMA 阻尼比會比夾持邊界下平台近於剛體拘束的阻尼比來的高。

由平台夾持邊界 EMA 與 OMA 比較後大致發現其動態特性之對應，在模態振型比對時各彈性模態出現順序一樣，對結構而言得知若要動態特性 OMA 實驗不外乎也是種參考的方法。

5. 結論

本文以 EMA 配合 FEA 方式來對夾持邊界衝擊平台做模型驗證並輔以 OMA 實驗得知平台動態特性，模態參數比對方面以實驗結果為依據來最佳化更新分析模型完成模型驗證。目的在於了解平台之系統內涵及確認分析模型之合理性與正確性，得到代表實際結構之等效分析模型，可做為平台衝擊時響應分析與設計變更之參考，主要結論如下：

1. 經不同夾持邊界模擬後以 Model C 最能代表實際邊界，且實驗與分析的模態參數比對結果相當吻合，可確認有限元素模型的正確性，代表模型驗證相當成功。

- 在模態振型比對中因實驗使用單軸向加速度計故只能量測到平台垂直方向之振型，而使用理論分析所得的振型為三軸向耦合的型態。故造成某些對應模態其 MAC 值偏低，實驗可考慮以三軸向加速度計來量測使比對結果更好。
- OMA 實驗時若設備容許多個加速度計進行平台全面量測，則能讓訊號誤差減到最小使得模態振型更加明確。

參考文獻

- 林明儀，「電子連接器與線纜組測試分析概要」，電子檢測與品管，第 49 期，第 39~41 頁，2002。
- 楊長江，「以使用者的品質觀點談振動測試」，電子檢測與品管季刊，第 45 期，第 58~59 頁，2001。
- MIL-STD-883E, Test Method Standard Microcircuits, US Department of Defense, 1996.
- 王栢村，曹文昌，應用有限元素分析與實驗模態分析之結構模型驗證，中華民國振動與噪音工程學會第十屆學術研討會論文集，第 131-138 頁，2002。
- 王栢村，陳志成，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，第 2423-2436 頁，2004。
- 王栢村，陳克強，李昆達，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，桃園，第 667-672 頁，2005。
- Singhal, R. K., Guan, W., and Williams, K., Modal Analysis of a Thick-Walled Circular Cylinder, Mechanical Systems and Signal Processing, Vol.16, No.1, pp.141-153, 2002.
- Karpel. M., and Ricct. S., Experimental Modal Analysis of Large Structures by Substructuring, Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 11, No. 2, pp. 245-256, 1997.
- Ma, C. C., and Huang, C. H., Experimental Whole-field Interferometry for Transverse Vibration of Plates, Journal of Sound and Vibration, Vol. 271, pp. 493-506, 2004.
- Ren, W. X., and Peng, X. L., and Lin, Y. Q., Experimental and Analytical Studies on Dynamic Characteristics of a Large Span Cable-Stayed Bridge, Engineering Structures, Vol. 27, pp. 535-548, 2005.
- 王栢村，電腦輔助工程分析之實務與運用，全華科技圖書股份有限公司，第 4-20 ~ 4-48 頁，2001。

Model Verification of the Carriage in Mounted Condition for Free-Fall Shock Testing Machine

Bor-Tsuen Wang , Ko-Chiang Chen
Department of Mechanical Engineering
National Pingtung University of Science and Technology

David Lee
King Design Company
NSC-94-2622-E-020-002-CC3

Abstract

The work adopts finite element analysis (FEA) and experimental modal analysis (EMA) to perform model verification for the carriage of shock testing machine, Operational modal analysis (OMA) is also performed to understand the carriage dynamic properties. First, modal analysis is performed to obtain modal parameters, and convergence analysis for the FE model is also studied. Second, the conventional EMA is applied to the carriage in mounted condition with the use of impact hammer and accelerometer to obtain frequency response function (FRF). The experimental modal parameters can then be determined by the curve fitting process. Both FEA and EMA results are compared to validate the FE modal via modal up-dating. The comparison of modal parameters appears reasonably well agreement. The equivalent FE model can then be verified. The validated analytical model can be used for the shock response analysis or further design modification.

Keywords : Finite element analysis, Experimental modal analysis, Shock testing machine



圖 1. 衝擊試驗平台實體圖

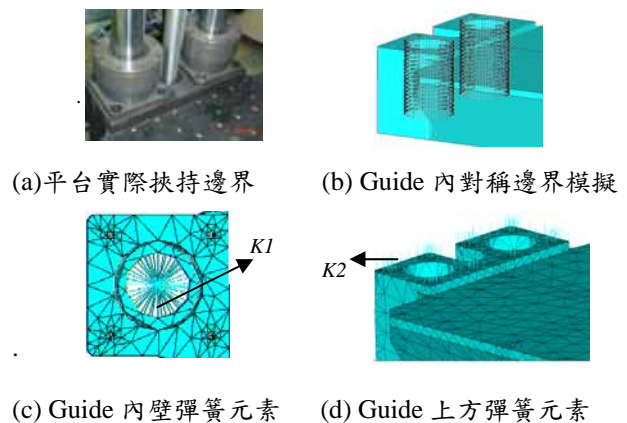


圖 2 挾持邊界之不同模擬方式

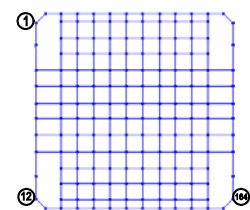


圖 3 平台量測點規劃

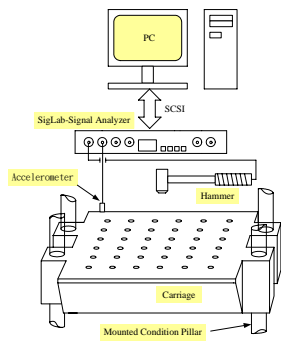


圖4 挾持邊界實驗架設圖

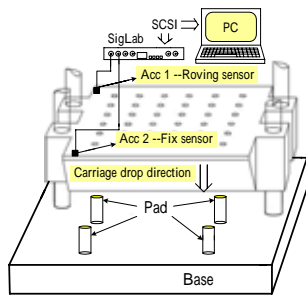


圖 5 OMA 實驗架設示意圖

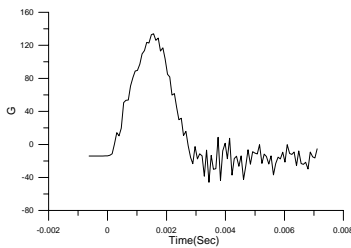
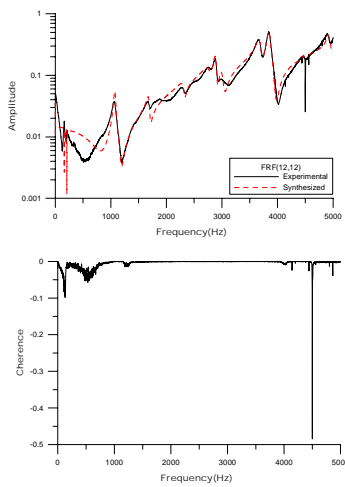
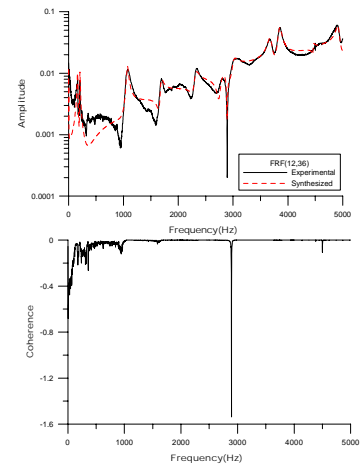


圖 6 衝擊試驗平台 8cm 落下頂面產生之半弦波



(a)同點 H_{ii} , $i=12$ 、 $j=12$

圖 7 挾持邊界頻率響應函數與關聯性函數



(b)不同點 H_{ij} , $i=12$ 、 $j=36$

圖 7 挾持邊界頻率響應函數與關聯性函數(續)

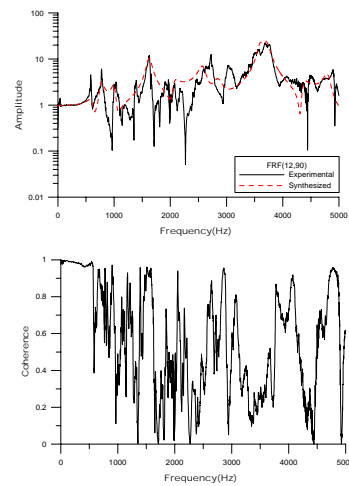


圖 8 OMA 所得頻率響應函數與關聯性函數

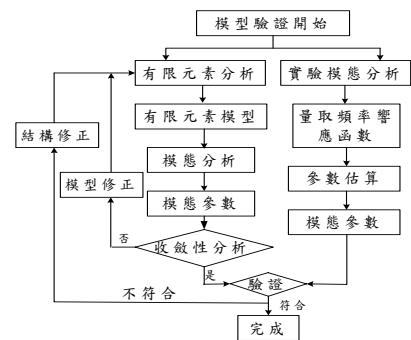


圖 9. 衝擊平台模型驗證流程

表 1 平台不同邊界模擬方式與實驗之比較

FEA						EMA			OMA			FEA VS. EMA		EMA vs. OMA											
Model A (Symmetry boundary)			Model B (K1=20000)			Model C (K1=32500, K2=36100)								模態	頻率比對		阻尼比								
編號	頻率	振型	編號	頻率	振型	編號	頻率	振型	編號	頻率	振型	頻率誤差 (%)	MAC		頻率誤差 (%)	MAC	EMA			OMA					
物理意義	(依出現順序)	物理意義	(依出現順序)	物理意義	(對應 EMA)	物理意義	(對應 FEA)	物理意義	(對應 EMA)	物理意義	(對應 EMA)						實驗 (%)	修正 (%)	累計平均 (%)	實驗 (%)	修正 (%)	累計平均 (%)			
F-01	0		F-01	1.14					E-01	1.35						R1			0.41	-42	-42				
Rigid UZ			Rigid UZ						Rigid																
F-02	630.		F-02	147					E-02	163						R2			4.34	3.99	3.99				
Rigid θ X			Rigid θ X						Rigid θ X																
F-03	950		F-03	269					E-03	208						R3			2.05	1.77	1.77				
Rigid θ Y			Rigid θ Y						Rigid θ X																
F-04	1511 (3.2)		F-04	535		F-01	654																		
			Rigid UY			Rigid UX																			
F-05	1951 (2.2)		F-05	608		F-02	685																		
			Rigid θ X			(3.1)																			
F-06	2086 (3.1)		F-06	932		F-03	702					E-01	607			R4							8.15	8.06	8.06
			(2.2)			Plan						Rigid θ X													
F-07	2844 (2.3)		F-07	1353		F-04	765					E-02	771			R5							4.47	4.40	6.23
			(3.1)			Rigid θ Y						(3.1)													
F-08	3085 (3.2)		F-08	1450		F-05	1124		E-04	1070		E-03	1010		5.08	0.93	F1	5.94	0.12	1.75	1.70	1.70	3.18	3.12	5.19
			(2.2)			(2.2)			(2.2)			(2.2)													
F-09	3227 (1.3)		F-09	2448		F-06	1603		E-05	1680		E-04	1620		-4.85	0.58	F2	3.70	0.10	1.55	1.52	1.61	2.84	2.80	4.59
			(3.2)			(2.1)			(2.1)			(2.1)													
F-10	3264 (2.2)		F-10	2613		F-07	1886		E-06	2310		E-05	2070		-18.4	0.66	F3	11.6	0.04	1.72	1.70	1.64	2.61	2.58	4.19
			(3.2)			(2.2)			(2.2)			(2.2)													
F-11	3396 (2.3)		F-11	2618		F-08	2496																		
			(2.1)			(3.1)																			
F-12	3866 (2.2)		F-12	3049		F-09	2498		E-07	2770		E-06	2580		-8.45	0.60	F4	7.36	0.10	2.22	2.20	1.78	2.52	2.50	3.91
			(1.3)			(3.2)			(3.2)			(3.2)													
F-13	4101 (2.2)		F-13	3287		F-10	2897		E-08	2890		E-07	2850		0.24	0.95	F5	1.40	0.10	0.84	0.82	1.58	2.95	2.93	3.77
			(2.2)			(1.3)			(1.3)			(1.3)													
F-14	4236 (2.3)		F-14	3237		F-11	3079																		
			Plane			Plane																			
F-15	4506 (3.1)		F-15	3352		F-12	3131																		
			Plane			Plane																			
F-16	4609 (3.2)		F-16	3387		F-13	3139		E-09	3000					4.62	0.57	F6			1.59	1.57	1.58			
			Plane			(2.1)			(2.1)																
F-17	5121 Plane		F-17	3390		F-14	3162																		
			(2.2)			Plane																			
F-18	5235 Plane		F-18	3798		F-15	3263																		
			(2.3)			Plane																			
F-19	5246 Plane		F-19	4018		F-16	3289																		
			Plane			Plane																			
F-20	5500 (3.3)		F-20	4035		F-17	3775																		
			(3.3)			(2.2)																			
F-21	5675 (1.4)		F-21	4125		F-18	3803		E-10	3680		E-08	3590		3.34	0.95	F7	2.51	0.07	1.2	1.18	1.53	1.5	1.48	3.48
			(3.2)			(2.3)			(2.3)			(2.3)													
F-22	5797 (3.3)		F-22	4268		F-19	3963																		
			(3.2)			(2.2)																			
F-23	5822 (2.2)		F-23	4654		F-20	4129		E-11	3850		E-09	3710		7.24	0.40	F8	3.77	0.03	0.91	0.90	1.45	1.75	1.73	3.29
			(3.2)			(3.2)			(3.2)			(3.2)													
			F-24	4793		F-21	4289		E-12	4460		E-10	4360		-3.84	0.64	F9	2.29	0.04	0.25	0.24	1.31	1.22	1.21	3.08
			(2.3)			(3.3)			(3.3)			(3.3)													
			F-25	4979		F-22	4447																		
			(2.2)			(3.3)																			
			F-26	5037		F-23	4548		E-13	4920		E-11	4800		-7.55	0.28	F10	2.50	0.07	0.68	0.66	1.25	1.22	1.21	2.91
			Plane			(4.3)			(4.3)			(4.3)													