

항공기용 외부연료탱크 진동모드 측정시험

김현기^{1,†} · 최현경² · 김성찬¹ · 박형배² · 안수홍² · 김영신²¹한국항공우주연구원²한화에어로스페이스

Vibration Mode Measurement Test of External Fuel Tank for Aircraft

Hyun-gi Kim^{1,†}, Hyun Kyung Choi², Sungchan Kim¹, Hyung Bae Park²,Su Hong An², Young Shin Kim²¹Korea Aerospace Research Institute²Hanwha Aerospace Corporation

Abstract

The vibration mode measurement test measures the natural vibration characteristics of the target specimen. The measured natural mode characteristics are compared with the numerical analysis result to verify the reliability of the numerical analysis. If necessary, it is used to supplement the numerical analysis model of the specimen used for the dynamic characteristic analysis. In this paper, the natural frequency and natural mode of the external fuel tank are respectively obtained through the vibration mode measurement test and the numerical analysis, using the finite element model. The results are compared to verify the reliability of the numerical analysis model of the external fuel tank to apply to the entire aircraft model. To measure the vibration mode of the test specimen, a bungee cord was used, to simulate the free boundary condition for the test specimen. And, 3-axis accelerometers were installed on the test specimen. The response characteristics of the test specimen were measured, by excitation with an impact hammer. As a result of the test, after performing the frequency response analysis on the response acceleration, the natural frequency of the test specimen and its vibration mode were confirmed. The reliability of the numerical analysis model was verified by comparing the frequency and vibration mode, obtained through the test and the numerical analysis.

초 록

진동모드 측정시험은 대상 시험체의 고유진동 특성을 측정하는 시험으로써, 측정된 고유모드 특성은 수치해석 결과와의 비교를 통해 수치해석의 신뢰성을 검증하고, 필요시 동특성 해석에 사용하는 시험체의 수치해석 모델을 보완하는데 활용된다. 본 연구에서는 진동모드 측정시험과 유한요소 모델을 이용한 수치해석을 통해서 외부연료탱크의 고유주파수와 고유모드를 각각 구하고, 그 결과를 비교하여 항공기 진기체 모델에 적용하고자 하는 외부연료탱크의 수치해석 모델에 대한 신뢰성을 검증하고자 한다. 시험체의 진동모드 측정을 위해 번지코드를 이용하여 시험체에 대한 자유경계 조건을 모사하였다. 그리고, 시험체에 3축 가속도계를 설치하고 임팩트 해머로 가진하여 시험체의 응답특성을 측정하였다. 시험결과로, 응답 가속도에 대한 주파수 응답해석을 수행한 후, 시험체의 고유주파수와 해당 진동모드를 확인하였다. 그리고, 시험과 수치해석을 통해 구해진 고유주파수와 진동모드를 비교하여 수치해석 모델에 대한 신뢰성을 검증하였다.

Key Words: Bungee Cord(번지코드), External Fuel Tank(외부연료탱크), Finite Element Model(유한요소모델), Frequency Response Analysis(주파수 응답해석), Vibration Mode Measurement Test(진동모드 측정시험)

1. 서 론

진동모드 측정시험(Vibration Mode Measurement Test, 이하 VMMT)은 자유경계 조건을 모사한 상태에서 대상 시험체의 고유주파수, 감쇠계수 또는 모드 형상과 같은 고유진동 특성들을 실험적인 방법으로

Received: Feb. 16, 2022 Revised: Apr. 23, 2022 Accepted: Jun. 22, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-42-870-3531, E-mail: shotgun1@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

구하기 위해 수행한다. 그리고, 그 결과는 대상 시험체의 동특성 해석에 사용하는 수치해석 모델을 검증하거나 개선하는데 적용되며, 개선된 수치해석 모델은 플러터 해석 등을 통해 항공기의 비행 안전영역을 검증하는 용도로 사용된다.

이와 관련한 연구로 한국항공우주연구원에서는 고고도 장기체공무인기(High Altitude Long Endurance UAV) 기체구조, 고고도 태양광무인기(High-Altitude Solar Powered UAV), 자율비행 개인항공기(Optionally Piloted Personal Air Vehicle), KC-100, 스마트무인기 개발의 일환으로 진동모드 측정을 통해 각 비행체의 고유진동 특성을 파악하고, 그 결과를 반영하여 동특성해석용 수치해석 모델 개선에 관한 연구와 플러터해석을 통한 비행 안전성 연구를 수행하여 왔다[1-5]. 또한, 전기체 유한요소 모델과 항공기 구조물 및 시스템 중량데이터를 활용하여 플러터해석용 동적 유한요소 모델 구성방법에 대한 연구를 수행하였고[6], 누리호(KSLV-II) 75톤급 엔진의 진동모드를 측정하고 수치해석 결과와 비교하여 유한요소 모델을 개선하였다[7]. 국방과학연구소에는 항공기 지상진동시험 방법과 그 결과를 이용한 유한요소 모델 개선기법에 대한 연구를 수행하였다[8]. 그리고, KF-16 항공기의 동특성을 실험적으로 규명하였으며[9], 플러터해석 등을 통해 외부장착물과 항공기와의 적합성을 입증하는 연구를 수행하였다[10,11]. 한국항공우주산업에서는 한국형 기동헬기에 대한 지상진동시험 방법과 해석모델의 보정기법 그리고, 지상공진해석에 대한 연구를 수행하였다[12,13]. 이외에도 학계에서는 쿼드로터(quad-rotor)형 플랫폼의 진동특성을 분석하기 위한 해석과 시험이 수행된 바 있으며[14], 무인헬기의 엔진 회전주파수와 로터 마스터의 고유주파수 사이의 공진회피 설계[15], 복합재료 쿼드콥터(quadcopter)의 진동특성 분석을 통한 공진회피 설계와 해석에 대한 연구가 진행되었다[16].

본 연구에서는 항공기의 전기체 모델에 적용하고자 하는 외부연료탱크(External Fuel Tank, 이하 EFT) 유한요소 모델에 대한 검증을 목적으로, 진동모드 측정시험과 유한요소 모델을 이용한 수치해석을 통해 외부연료탱크의 고유주파수와 고유모드를 각각

구하고, 그 결과들을 비교하여 유한요소 모델의 신뢰성을 검증하였다.

진동모드 측정시험에서 시험체의 자유경계 조건을 모사할 때, 시험체 강제모드가 시험체 진동모드와 간섭이 발생하지 않도록 충분히 낮은 진동수로 격리하는 것이 중요하다. 이를 위해, 강성 요구조건을 만족하는 번지코드(bungee cord)를 선정하여 시험체의 자유경계 조건을 모사하였다. 그리고, 사전 점검시험을 통해 시험체가 손상되지 않으면서 주요 진동모드가 잘 가진되는 지점을 결정한 후, 해당 지점을 임팩트 해머로 가진하여 시험데이터를 획득하였다. 최종적으로, 가진 지점에서의 가진력과 응답가속도에 대한 주파수 응답해석(Frequency Response Analysis)을 수행하여 시험체의 주요 고유주파수와 그에 해당하는 진동모드를 구하였다. 그리고, 그 결과를 수치해석으로부터 계산된 고유주파수 및 진동모드와 비교하여 유한요소 모델에 대한 신뢰성을 검증하였다.

2. 본 론

2.1 시험체 설치

Fig. 1은 외부연료탱크 진동모드 측정시험을 위한 시험체 설치 개념을 보여주고 있다. 시험체는 외부장착물 분리장치와 조립되는 체결점 두 지점에서 들어 올리는 방식을 사용하였다. 이 때, 시험체에 대한 자유경계 조건을 잘 모사하는 것이 중요한데, 이를 위해서는 지지구조물에 의한 시험체 강제모드 주파수가 측정하려는 시험체 최소 주파수(최저 굽힘모드 진동수)의 절반을 넘지 않도록 해야 한다[17]. 이 점을 고려하여 시험체의 강제모드가 시험체 진동모드에 영향을 주지 않도록 직경 18mm와 20mm 번지코드를 각각 1개씩 선정하여 시험체 자유경계를 모사하였다.

Fig. 2는 직경 18mm와 20mm 번지코드의 물성선도이고, Table 1은 시험체 최소 주파수의 10%를 넘지 않기 위한 강성 요구조건과 시험체 중량에 해당하는 변형률을 반영하여 직경 18mm와 20mm 번지코드 강성을 계산한 결과이다. 검토 결과, 번지코드의 강성이 시험체 1차 주파수 10%에서 계산된 강성값 이하로 파악되어 시험체 강제모드가 진동모드 측정시험에 영향을 주지 않을 것으로

판단되었다.

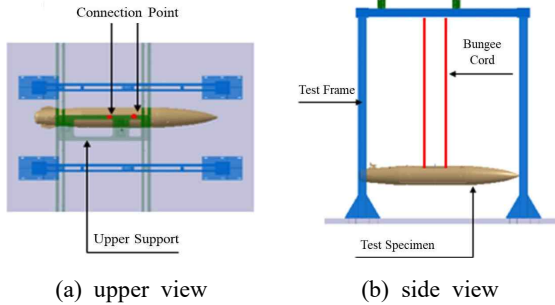


Fig. 1 Test Set-up Concept for VMMT

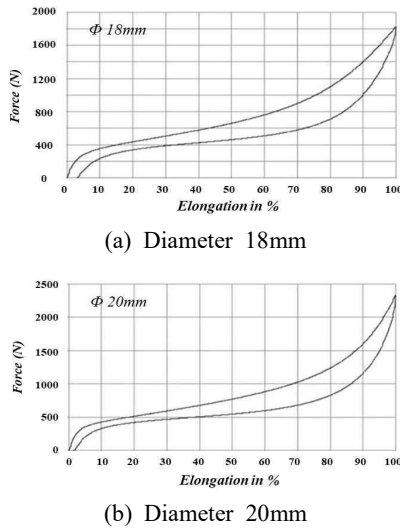


Fig. 2 Material Property Curve of Bungee Cord

Table 1 Stiffness of Bungee Cord

Diameter	18mm	20mm	Note
Initial Length	3m	3m	
Force	637.7N	637.7N	stiffness requirement for less than 10% of primary frequency : $K < 643,130 \text{N/m}$
Strain	0.48	0.25	
Stiffness	442.8N/m	850.2N/m	
Total Stiffness	1,293.0N/m		

2.2 시험구성 및 가진

Fig. 3은 진동모드 측정시험을 위한 개략적인 시험 구성도를 보여주고 있다. 시험에 사용된 가속도계(PCB PIEZOTRONICS, 356A16)는 시험 전 교정을 통해 정상작동 여부와 민감도(Sensitivity) 등을 확인하였고,

Fig. 4에 나타난 DEWESoft사 데이터획득장치(Data Acquisition Equipment, 이하 DAQ)와 전용 프로그램을 사용하여 가속도 데이터를 획득하였다. 가속도계는 Fig. 5와 같이 시험체의 전.후방, 측면, 하부에 총 12개가 설치되었다. Fig. 6은 시험체에 가속도계 설치가 완료된 상태이고, Fig. 7은 시험체에 설치된 가속도계 케이블이 데이터획득장비와 연결된 상태를 보여주고 있다.

시험체의 진동모드를 확인하기 위해 사용되는 시험모델(test model)은 가속도계 설치 위치들을 연결하여 구성하였다. Fig. 8은 시험에 사용된 시험모델을 보여주고 있다.

시험설치가 완료되면, 임팩트 해머를 사용하여 시험체 주요 지점을 가진하고, 이에 따른 시험체의 동적 응답을 획득하는 방식으로 수행되었다. 사전 점검시험에서 여러 지점을 가진한 결과, 시험체의 주요 진동모드가 잘 가진되는 위치는 시험체의 측면 후방프레임으로 확인되었다. Fig. 9는 시험체의 가진 위치를 나타내고 있다.



Fig. 3 Test Configuration Diagram for VMMT



Fig. 4 Dynamic Data Acquisition Equipment

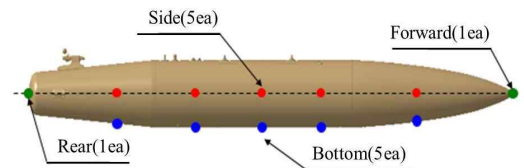


Fig. 5 Locations where Accelerometers are Installed



Fig. 6 Accelerometer Set-up



Fig. 7 Data Acquisition Equipment

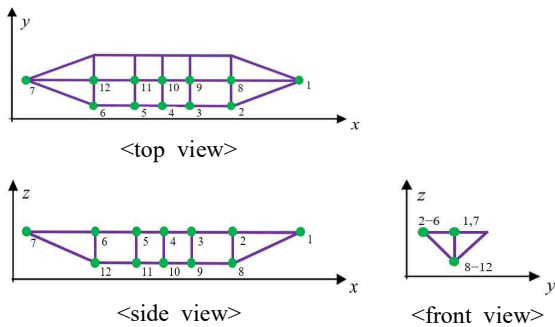


Fig. 8 Test Model for VMMT

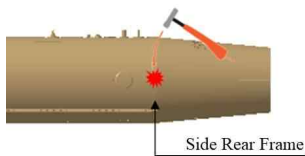


Fig. 9 Impact Location of the Test Specimen

2.3 시험 결과

Table 2는 각 센서들의 기여도(Coherence) 검토 결과이다. 기여도는 가진력이 얼마만큼 유효하게 응답점에 전달되었는가를 판단하는 척도로서, 주파수 응답함수의 정확도를 평가하는 기준이 된다. 기여도는 0과 1 사이의 값을 갖는데 1에 가까울수록 측정된 주파수 응답함수가 정확하다는 것을 의미한다.

Fig. 10은 기여도 0.9 이하의 가속도 센서 데이터를 제외한 후 주파수 응답해석을 수행한 결과로서, Fig. 10(a)는 주파수 응답해석, (b)는 위상변화 그리고 (c)는 기여도 분포이다. Fig. 10(b)는 1차 진동모드와 2차 진동모드가 나타나는 주파수에서의 위상변화를 나타내고 있으며, Fig. 10(c)는 해당 주파수에서의 기여도가 0.9 이상임을 확인할 수 있다. 따라서, 주파수 응답해석에서 파악되는 103.0Hz와 110.9Hz 진동모드는 시험체의 고유 진동모드로 판단된다.

Table 2 Analysis of Coherence

sensor no. & dir	coherence		sensor no. & dir	coherence	
	1 st mode	2 nd mode		1 st mode	2 nd mode
1	z	1.0	7	z	1.0
	y	0.9		y	1.0
	x	1.0		x	0.5
2	y	1.0	8	x	1.0
	z	0.9		y	0.9
	x	1.0		z	1.0
3	y	1.0	9	x	1.0
	z	0.9		y	0.8
	x	0.5		z	0.8
4	y	1.0	10	x	1.0
	z	0.6		y	0.9
	x	0.8		z	0.9
5	y	1.0	11	x	1.0
	z	1.0		y	0.8
	x	0.9		z	0.3
6	y	1.0	12	x	1.0
	z	1.0		y	1.0
	x	1.0		z	0.8

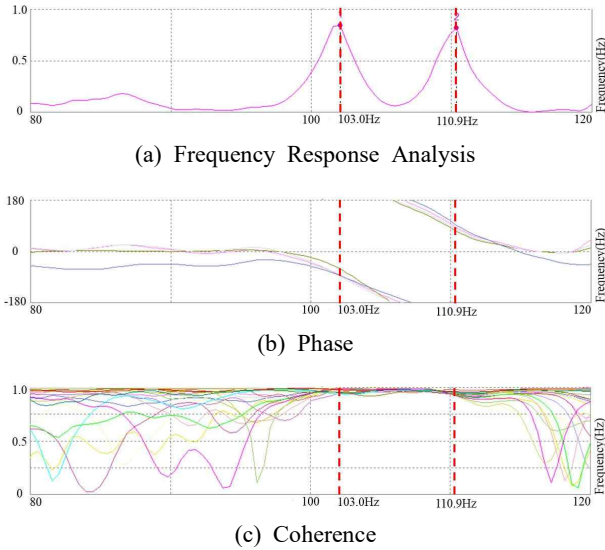


Fig. 10 Results of Frequency Response Analysis

2.4 수치해석

Fig. 11은 고유모드 해석을 수행한 시험체의 유한요소 모델로써, 솔버(solver)와 전/후처리 프로그램은 MSC Patran/Nastran을 사용하였다. 유한요소 모델은 417,494개 절점과 MPC, CBEAM, CQUAD4, 그리고, CTETRA를 사용한 1,019,943개의 요소들로 구성되어 있다. Fig. 11의 유한요소 모델을 사용한 고유모드 해석 결과, 1차 고유주파수는 107.7Hz, 2차 고유주파수는 115.2Hz로 파악되었다.



Fig. 11 Finite Element Model of the Test Specimen

Table 3은 수치해석으로 계산된 고유주파수와 시험에서 측정된 고유주파수를 비교한 것이다. 그 결과, 시험 측정값과 수치해석 사이의 주파수 오차는 3~5% 수준으로 파악되었다. Table 4와 5는 수치해석에서 예측되는 진동모드와 시험에서 측정된 진동모드를 비교한 결과이다. 시험체의 1차 고유모드와 2차 고유모드는 피치모드(pitch mode)와 요우모드(yaw mode)가 혼합되어 있는 것으로

파악되었으며, 수치해석으로부터 예측한 진동모드와 시험에서 측정된 진동모드가 서로 동일함을 확인할 수 있다.

Table 3 Comparison of the Natural Frequency

Mode No.	Mode	Analysis (Hz)	Test (Hz)	Error (%)
1	bending	107.7	103.0	4.3
2	bending	115.2	110.9	3.7

Table 4 Comparison of First Eigen-Mode Shape

	yaw mode	pitch mode
FEM		
Test		

Table 5 Comparison of Second Eigen-Mode Shape

	yaw mode	pitch mode
FEM		
Test		

3. 결 론

본 연구에서는 진동모드 측정시험에서 구한 시험값과 유한요소 모델을 이용한 수치해석 결과를 비교하여 항공기의 모델에 적용하고자 하는 외부연료탱크 수치해석 모델의 신뢰성을 검증하였다.

시험체의 진동모드 측정을 위해 시험체의 강제운동이 시험체 진동모드 측정에 영향을 주지 않도록 적절한 번지코드를 선정하여 시험체에 대한

자유경계 조건을 구현하였다. 그리고, 임팩트 해머로 시험체를 가진하여 획득한 데이터에 대한 주파수 응답해석을 수행하였다. 시험 결과, 1차 고유모드와 2차 고유모드 형상은 피치모드와 요우모드가 혼합된 굽힘모드로 파악되었고, 1차 고유주파수는 103.0Hz, 2차 고유주파수는 110.9Hz로 확인되었다. 그리고, 1차와 2차 고유주파수에 대한 시험값과 수치해석 사이의 오차는 약 3~5%로 파악되었고, 고유진동모드도 모두 동일함을 확인하였다. 따라서, 본 연구를 통해 외부연료탱크의 수치해석에 대한 신뢰성을 검증하였고, 향후 시험결과를 반영하여 유한요소 모델에 대한 보정을 통해 수치해석 모델의 신뢰성을 현재보다 향상시킬 수 있을 것으로 사료된다.

References

- [1] J.S. Lim, S.W. Lee, T.U. Kim, "Updating HALE UAV Analysis Model Based on Ground Vibration Test Results," *The Korean Society for Noise and Vibration Engineering 2017 fall Conference*, p. 175, Chungnam Yesan, Korea, 18~20 Oct. 2017
- [2] S.W. Lee, S.W. Park, J.W. Shin, "Flutter Analysis of a High-Altitude Solar Powered UAV," *The Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers A*, vol. 41, no. 12, pp. 1215-1221, 2017.
DOI: <https://doi.org/10.3795/KSME-A.2017.41.12.1215>
- [3] S.W. Lee, "Flutter Analysis of the OPPAV Full Scale Model," *The Korean Society of Mechanical Engineers Annual Meeting 2021*, pp. 1752-1753, Gwangju, Korea, 3~6 Nov. 2021.
- [4] B.H. Jeon, H.W. Kang, J.J. Lee, Y.S. Lee, "Ground Vibration Tests of Smart UAV Airframe Structure," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 38, no. 5, pp. 482-489, 2010.
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.5.482>
- [5] S.K. Paek, Y.J. Choi, "Flutter Analysis Model Tuning of KC-100 Aircraft with the Ground Vibration Test Results," *Proceedings of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering Conference 2011*, pp. 191-195, Daegu, Korea, 27~28 Oct. 2011.
- [6] S.W. Lee, S.K. Paek, S.C. Kim, I.H. Hwang, "Flutter Analysis of Small Aircraft using Full Airframe Dynamic FE Model," *Proceedings of the KSME 2008 Fall Annual Meeting*, pp. 424-429, Pyeongchang, Korea, 5-7 Nov. 2008.
- [7] J. Park, Y. Moon, S. Jung, I. Kang, "A Study on the Vibration Modal Testing and Analytical Model Updating of Liquid Rocket Engine of KSLV-II," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences(EUCASS)*, Madrid, Spain, 1-4 July 2019.
DOI: 10.13009/EUCASS2019-1036
- [8] H.J. Yoo, K.H. Byun, K.Y. Park "The Ground Vibration Test on an Aircraft and FE Model Update," *Journal of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, vol. 8, no. 4, pp. 690-699, 1998.
- [9] K.H. Byun, C.Y. Park, J.H. Kim, "Ground Vibration Test of KF-16D," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 33, no. 5, pp. 41-49, 2005.
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2005.33.5.041>
- [10] K.H. Byun, S.M. Jun, "Flutter Analysis of F-16 Aircraft Using Test Modal Data," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 34, no. 4, pp. 76-82, 2006.
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2006.34.4.076>
- [11] H.T. Lim, J.R. Kwon, K.H. Byun, H.J. Kim, J.H. Kim, "Aeroelastic Compatibility Substantiation of Aircraft External Stores Using the Dynamic Characteristic Data from Ground Vibration Test," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 45, no. 4, pp. 269-275, 2017.
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.4.269>
- [12] S.H. Kim, D.I. Kwak, S.U. Jung, J.H. Choi, J.H. Kim, "Ground Vibration Test for Korean Utility Helicopter," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 41, no. 6, pp. 495-501, 2013.
DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.6.495>

- [13]J.K. Park, S.H Kim, D.I Kwak, B.W Lee, “Ground Resonance Analysis for the Class of Korean Utility Helicopter,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2007 Spring Conference*, pp. 890-893, 2007.
- [14]M.S. Kim, J.N. Kim, Y.S. Byun, J. Kim, B.S. Kang, “Study on Analysis of Vibration Characteristics and Modal Test for a Quad-Rotor Drone,” *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, vol. 33, no. 9, pp. 707-714, 2016.
DOI: <http://dx.doi.org/10.7736/KSPE.2016.33.9.707>
- [15]S.C. Lee, I.S. Son, K.D. Hur, “Vibration Analyses and Design of Resonance Avoidance of the Unmanned Helicopter Master,” *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, vol. 28, no. 8. pp. 951-958, 2011.
- [16]S.R. Kim, W.D. Kim, “Research of Vibration Analysis and Resonance Avoidance Design of Composite Quadcopter,” *Composites Research*, vol. 33, no. 3, pp. 133-139, 2020.
DOI: <https://doi.org/10.7234/composres.2020.33.3.133>
- [17]MIL-A-8870C, “Airplane Strength and Rigidity: Vibration, Flutter, and Divergence,” 25 March 1993.