

항공기 구조 동특성 해석을 위한 외부 장착 포드의 단순화 유한요소 모델 구축

Simplified Finite Element Model Building of an External Mounting Pod for Structural Dynamic Characteristics Analysis of an Aircraft

이 종 학*·유 구 현*·양 성 철*·김 지 억*·정 대 윤**

Jong-Hak Lee, Gu-Hyun Ryu, Sung-Chul Yang, Ji-Eok Kim and Dae-Yoon Jung

(2011년 9월 19일 접수 ; 2012년 5월 11일 심사완료)

Key Words : POD(포드), Finite Element Model(유한요소 모델), GVT(지상진동시험), Optimization(최적화), Mode Participation Factor(모드기여도), Effective Modal Mass(모드유효질량), Block Lanczos(블록란초스), Eigenvalue(고유치), Eigenvector(고유벡터), APDL(앤시스 파라메트릭 디자인 랭귀지)

ABSTRACT

In this study, the natural frequencies and mode shape of an external mounting pod were verified using the modal analysis and modal testing technique for a pod mounted on an aircraft. The procedure associated with the FE model building of an external mounted pod to predict the dynamic behavior of aircraft structures is described. The simplified FE model reflecting the results of the modal testing of a pod is built through the optimization and will be applied to the structural dynamic model of an aircraft which is used to verified the stability of vibration and flutter of an aircraft.

1. 서 론

항공용 영상정보 포드(이하 ‘포드’)는 전술정찰기의 파일론(pylon)에 장착되어 운용되며, 전술정찰소요표적에 대한 영상을 수집 후 데이터링크를 통해 지상으로 실시간 전송한다. 전송된 데이터는 지상처리 장비에서 영상판독작업을 통해 전술작전임무 수행 등을 위한 영상정보를 제공한다. 포드와 같은 장착물을 항공기에 장착하여 운용하기 위해서는 장착 항공기와의 적합성(compatibility)을 입증하여

야 한다. 특히 항공기의 진동 및 플러터 안정성에 대한 공학적 검토와 입증에 필요하다. 또한 이미 운용 중인 항공기에 대해 새롭게 개발된 외부 장착물을 추가하거나 외부 장착물을 변경하는 경우에도 플러터 현상에 대한 검증은 필수적이다⁽¹⁾.

포드가 장착되는 전술정찰기와 같이 고속으로 비행하는 항공기는 공기의 흐름과 구조물의 관성, 탄성의 상호작용에 의해 심한 진동을 일으킬 수 있으며, 진동은 항공기 전체로 급속히 퍼져 구조물 전체의 파손을 초래하게 된다. 이러한 현상을 플러터 현상이라고 하는데, 플러터 현상이 발생하는 비행속도인 플러터 속도를 예측하기 위한 플러터 해석은 필수적이다. 플러터 해석은 고유진동 해석 및 지상진동시험(이하 ‘GVT’)으로부터 얻은 모드 변수를 이용한다.

항공기 구조물의 동적 거동 예측을 위한 접근방법은 크게 두 가지로 나누어지는데, 하나는 FE model

* 교신저자; 정회원, LIG넥스원
E-mail : leejonghak27@lignex1.com
Tel : (031)8026-4819, Fax : (031)8026-7084

* LIG넥스원
** 국방과학연구소

이 논문의 일부는 2011년 추계 소음진동 학술대회에서 발표되었음.

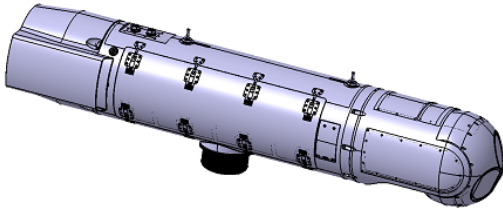


Fig. 1 External mounting pod

(이하 ‘FEM’)을 이용한 해석적 방법이고, 다른 하나는 실험적 방법 즉, GVT이다. 항공기는 운용 중 다양한 동적 환경 하에서 높은 안전성과 신뢰성이 요구되므로 FEM을 이용하여 여러 운용 환경 하에서 항공기를 모의하여 동특성을 평가한다⁽²⁾. 그러나 FEM의 단순화, 가정, 불확실성 때문에 유한요소 해석에 의해 예측된 결과를 실험을 통해 입증하거나 FEM 개선하여 재해석 할 필요가 있다. 따라서 항공기의 동특성 해석에서는 유한요소 해석과 함께 GVT를 병행함으로써, 항공기의 실제적인 거동을 확인함과 동시에 FEM의 신뢰성을 파악할 수 있다.

이 논문에는 항공기 구조물 동적 거동을 예측하는데 필요한 포드의 FEM 구축과 관련된 절차를 기술하였다. 포드의 전 모델 FEM(이하 ‘Full-FEM’)과 간략화 모델 FEM(이하 ‘Simplified-FEM’)을 구축하였으며, 피로해석용 FEM을 수정하여 구축한 full-FEM을 사용하여 포드의 동특성을 파악 후 모드 테스트 시 활용하였고, 최적화 기법을 통해 모드 테스트의 결과를 반영한 simplified-FEM은 항공기 전기체 동특성 모델에 활용할 수 있도록 하였다.

2. 본 론

2.1 FEM 구축 절차

항공기 전기체 동특성 해석용 FEM에 적용되는 포드의 FEM은 해석 특성상 최소한의 노드 및 엘리먼트로 구성 되어야 함과 동시에, 포드의 동특성을 최대한 정확하게 포함해야 한다. 항공기가 운용 중 받게 되는 랜덤 진동 환경에서 포드의 응답은 1차 모드가 지배적 거동을 보인다는 것이 steinberg의 체계적인 연구 결과에 의해 알려졌다⁽³⁾. 이는 포드의 모드 해석 결과인 모드기여도 및 모드유효질량을 통해서도 확인할 수 있다. 포드의 simplified-FEM 구축 시 핵심 요소는 첫째, 포드의 관성력 정보를

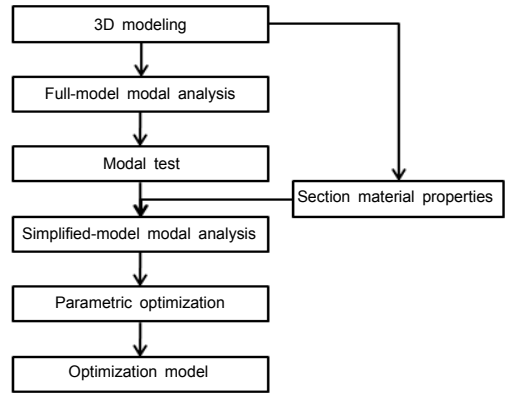


Fig. 2 Finite element modeling procedure

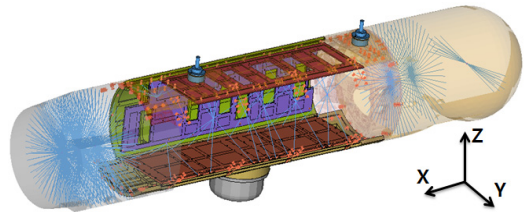


Fig. 3 Full-FEM

정확하게 표현하여 항공기 전기체 모델과 결합 시 항공기의 동적 거동을 정확히 모사하기 위한 것이다. 둘째, 포드의 1차 고유진동수와 고유모드를 정확하게 표현하여 플러터 해석 시 항공기 및 포드가 받게되는 동적 응답을 정확히 추출하기 위한 것이다. 이 논문에서는 Fig. 2와 같은 절차를 적용하여 simplified-FEM을 구축하였다.

2.2 포드 전 모델 유한요소 해석

(1) 해석 모델

항공용 포드의 동적거동을 예측하고 가속도계 적절한 위치 선정을 위한 full-FEM 모드 해석을 위해 상용 구조 해석 프로그램인 MSC. Patran 2010과 Nastran 2010을 사용하였으며, 유한요소 모델 형상은 Fig. 3과 같다. 구조적인 특성을 감안하여 CHEXA, CPENTA 등의 3D solid 요소와 CQUAD4의 2D shell 요소를 사용하여 형상화 하였으며, 연결부인 화스너 및 힌지는 RBE2와 CBAR 등의 요소를 사용하였다. POD 내부 장착물의 질량에 의한 효과를 고려하기 위해서는 각 장착물의 CG 점에 집중질량을 생성하고, POD 구조물에 RBE3 요소로 연결하

Table 1 Natural frequency and mode shape

No.	Natural frequency[Hz]	Mode shape
1st	75.8	1st bending(Z-axis, global)
2nd	82.1	1st bending(Y-axis, global)
3rd	97.7	Local
4th	106.5	Local
5th	107.8	Local
6th	120.1	Local
7th	122.3	Local
8th	132.7	2nd bending(Z-axis, global)
9th	142.1	2nd bending(Y-axis, global)

였다. 해석 모델은 215,480개의 절점수와 173,984개의 요소수로 구성되었다.

(2) 해석 결과

포드 full-FEM을 활용하여 모드 해석을 실시하였다. 모드 해석은 경계조건을 free-free 상태로 하고 Block Lanczos 기법을 적용하였다. 포드의 모드 해석 결과는 Table 1과 같다. 구조물이 완전히 구속되지 않았을 때 고유진동수가 1 Hz 미만일 경우 강체 모드(rigid body mode)로 간주된다. FEM의 유효성을 입증하기 위하여 Fig. 4와 같이 X, Y, Z방향의 병진모드와 회전모드를 포함한 여섯 개의 강체모드를 확인할 수 있다. Free-free 조건에서 첫 번째 global flexible mode는 75.8 Hz에서 나타났고, 두 번째 global flexible mode는 82.1 Hz에서 나타났다. 이 두 모드가 1차 벤딩모드로 항공기에 전반적으로 영향을 미치는 고유모드로 판단할 수 있다.

2.3 모드 테스트

(1) Free-free 조건 모드 테스트

포드를 비교적 유연한 천재질의 슬링을 이용하여 크레인에 인양하여 free-free 모드 테스트를 수행하였다. Fig. 6은 포드의 free-free 모드 테스트 시험 구성이다. Impact hammer를 이용하여 포드의 길이 방향 9개소를 Y축 방향으로 가진하여 각 가진별 FRF를 추출하여 포드의 모드 특성을 분석하였다. 기준 응답 가속도계는 1번에 부착하였다. Fig. 7은 가진점을 나타내는 포드의 그림과 모드 특성을 분석한 모드 형상이다. 분석 결과 빔의 모드 특성 이론에 따라 1차 모드에 1차 벤딩 모드, 2차 모드에

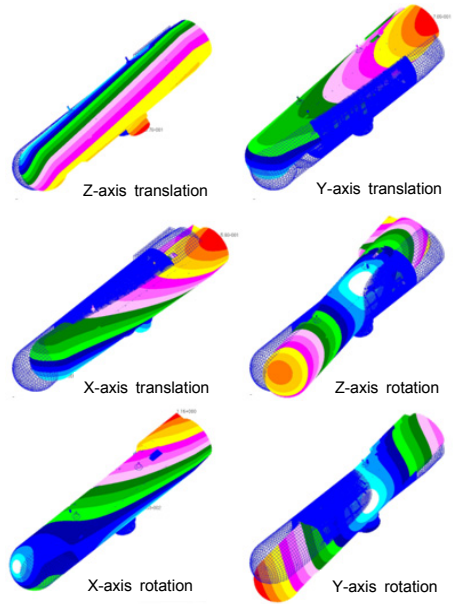


Fig. 4 Rigid body mode shape

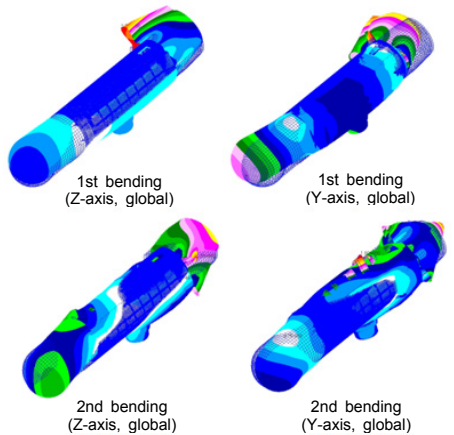


Fig. 5 Global flexible mode shape



Fig. 6 Free-free modal test set-up

2차 벤딩 모드가 발생하였으며, 1, 2차 고유진동수의 비도 2.97 이론값인 2.76과 유사하게 나타났다.

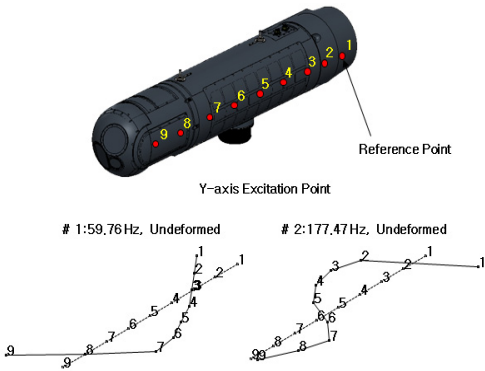


Fig. 7 Y-axis modal test result (free-free)

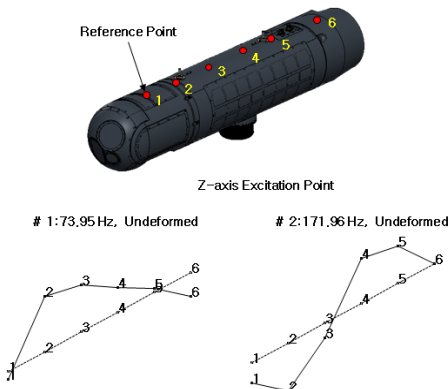


Fig. 8 Z-axis modal test result (free-free)

Z축 방향도 Y축과 동일한 조건으로 시험을 수행하였다. Fig. 8은 가진점을 나타내는 포드의 그림과 모달 특성을 분석한 모드 형상이다. 분석결과 빔의 모달 특성 이론에 따라 1차 모드에 1차 벤딩모드, 2차 모드에 2차 벤딩모드가 발생하였으며 1, 2차 고유진동수의 비도 2.33 이론값인 2.76과 유사하게 나타났다.

(2) Fixed 조건 모드 테스트

항공기에 장착된 포드의 동특성을 분석하기 위하여 포드를 TGP Pylon을 이용하여 F-16C 항공기에 장착하여 fixed 조건으로 모드 테스트를 수행하였다. Fig. 9는 포드의 fixed 조건 모드 테스트 시험구성이다. Impact hammer를 이용하여 포드의 길이방향 8개소를 Y축 방향으로 가진 하여 각 가진별 FRF를 추출하여 포드의 모드 특성을 분석하였다. 기준 응답 가속도계는 1번에 부착하였다. Fig. 10은



Fig. 9 Fixed modal test set-up

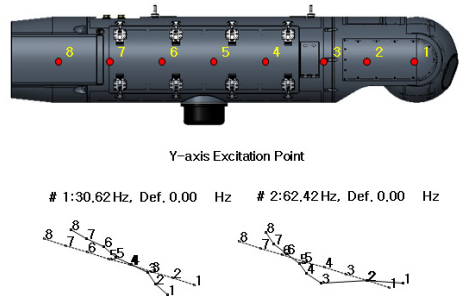


Fig. 10 Y-axis modal test result (fixed)

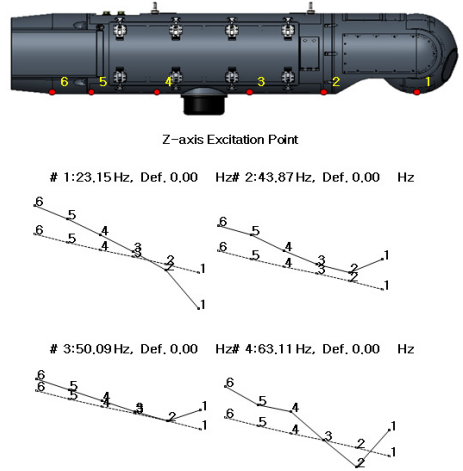


Fig. 11 Z-axis modal test result (fixed)

가진점을 나타내는 포드의 그림과 모드 특성을 분석한 모드 형상이다. 분석결과, 1차 모드(30 Hz)는 강체 모드 형상으로 항공기와 연성 모드이며, 2차 모드는 탑재카메라부와 포드기구 사이에서 노달 포인트가 발생하는 1차 벤딩 모드이다. Z축 방향도 Y축과 동일한 조건으로 시험을 수행하였다. Fig. 11은 가진점을 나타내는 포드의 그림과 모드 특성을 분석한 모드 형상이다. 분석결과, 1~3차 모드(23, 44, 50 Hz)는 강체 모드 형상으로 항공기와 연성

모드이며, 4차 모드는 탑재카메라부와 포드기구 사이에서 노달 포인트가 발생하는 1차 벤딩 모드이다.

(3) 모드 테스트 결과

Free-free와 fixed(실제 항공기 장착)조건으로 모드 테스트를 수행하였으며 free-free 조건의 모드 테스트 결과는 simplified-FEM 구축 및 튜닝에 적용할 수 있다. 항공기 장착조건과 형상이 유사한 장비인 랜턴포드와 비교 시, 고유진동수 분포 및 모드 형상이 유사한 경향을 나타내고 있다. 포드의 모드 형상 분석결과를 통하여 탑재카메라부와 포드기구가 연결되는 부분에서 벤딩이 발생함을 알 수 있다. 연결부의 구조가 유동관과 카메라부 연결부분의 형상에 따라 강성이 낮아진 것으로 판단된다.

Simplified-FEM 구축 시 탑재카메라부와 포드기구가 연결되는 포인트에서 1차 벤딩 모드가 발생되어야 한다.

2.4 포드 간략화 모델 유한요소 해석

항공기 전기체 FEM에 적용하기 위해 포드의 관성력과 동특성 표현하는 simplified-FEM을 구축하였다. 3D 모델링 도구(SolidWorks)를 활용하여 포드의 각 섹션별로 물성치를 추출 하였고 해석 도구(ANSYS)를 활용하여 simplified-FEM을 구축하였다.

(1) 포드 섹션 별 물성치 추출

Simplified-FEM의 각 주요 절점 별 질량 요소에 6자유도를 모사하는 물성치를 입력하기 위해서는 3D 모델링에서 각 절점 별 물성치 정보를 추출해야 한다. SolidWorks에서는 조립체 상태에서 잘라내기 기능을 지원함으로써 간단히 물성치 정보를 추출할 수 있다. 잘라내기를 위한 섹션은 항공기와 장착부인 스테드 볼트, 스웨이 브레이스부와 모드 테스트 시 강성이 약하게 분석되었던 탑재카메라부가 연결되는 베어링부를 기준으로 결정하였다. Fig. 12와 같이 잘라내기를 수행 후 각 섹션별로 무게, 무게중심, 관성모멘트 정보를 계산하였다.

(2) 포드 Simplified-FEM

포드의 simplified-FEM은 APDL을 지원하는 ANSYS R13를 활용하여 진행하였다. APDL을 활용하여 각 요소의 강성을 변수화하여 최적화 해석을 수행할

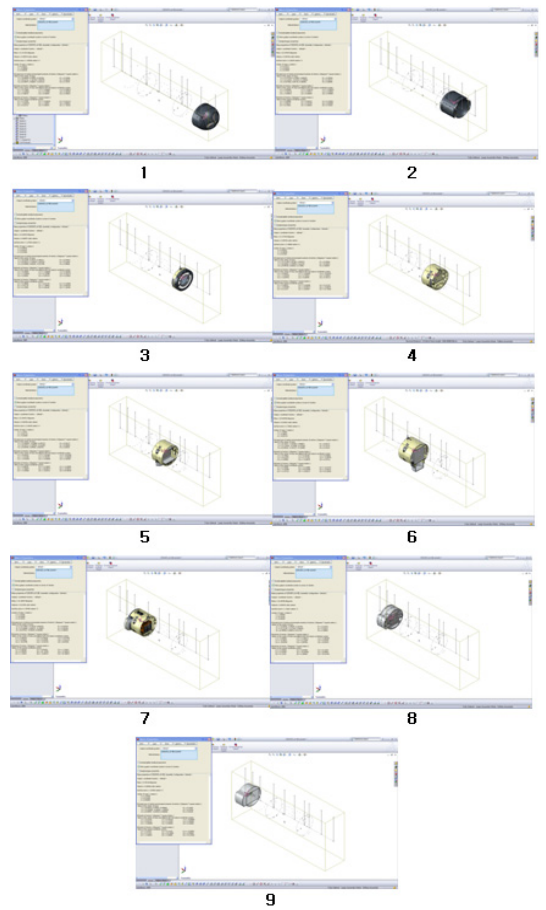


Fig. 12 Sliced pod for calculating mass properties

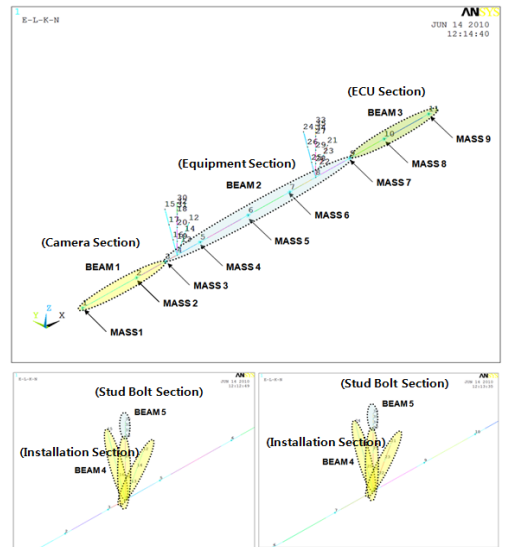


Fig. 13 Simplified FEM

수 있다. FEM은 free-free 조건으로 포드와 유사한 동적 거동을 나타내는 모델을 구축 후, fixed 조건에서 1차 벤딩모드(1st, 2nd 모드)를 만족 할 수 있도록 모델을 튜닝하는 과정으로 진행되었다. 항공기 구조는 3D 탄성빔 요소인 beam44로 모사하였으며, 각 절점의 질량요소는 3D 질량요소인 mass21로 모사하였다. 최적의 고유진동수를 찾을 수 있는 최적화 해석을 수행하기 위해 빔 요소의 강성을 카메라부 (beam1), 포드탑재부(beam2), 냉각부(beam3), 스웨이 브레이스 장착부(beam4), 스테드 볼트(beam5)로 분리 후, beam1~beam3, beam5는 각 부재별 강성을 적용 하고 beam4의 강성을 조절하여 모드형상을 시험과 유사하게 보정하였다. Fig. 13은 포드의 simplified-FEM 구성을 나타낸다.

(3) 고유진동수 최적화

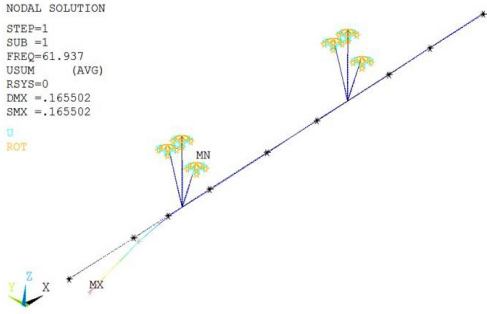
모드 테스트 결과에 따라 simplified-FEM을 튜닝 하기 위하여 고유진동수 최적화 기법을 활용하였다. 최적화는 주요 부위 빔 요소의 강성을 변수(B1E~ B3E, B5E)로 하였으며 목적함수는 1차, 2차 고유진 동수가 최대한 모드 테스트 결과와 같게 하였고, 구속조건으로는 각 빔요소의 강성을 ±10 % 이내 및 목적함수의 1차, 2차 고유진동수 값을 ±5 % 이내로 제한하였다. 최적화에 적용된 목적함수와 제한조건 함수는 아래와 같다.

$$\text{Minimize: } f_{obj} = (f_{t1} - f_{n1})^2 + (f_{t2} - f_{n2})^2 \quad (1)$$

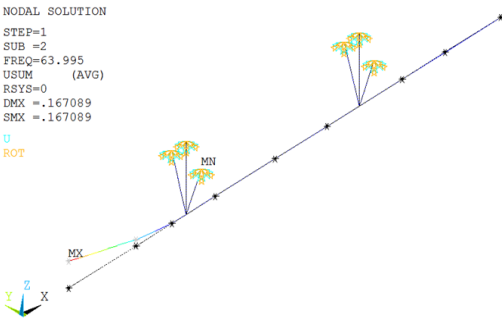
$$\begin{aligned} \text{St: } & B1E \times 0.9 \leq B1E \leq B1E \times 1.1 \\ & B2E \times 0.9 \leq B2E \leq B2E \times 1.1 \\ & B3E \times 0.9 \leq B3E \leq B3E \times 1.1 \\ & B5E \times 0.9 \leq B5E \leq B5E \times 1.1 \\ & 62 \times 0.95 \leq f_{t1} \leq 62 \times 1.05 \\ & 63 \times 0.95 \leq f_{t2} \leq 63 \times 1.05 \end{aligned} \quad (2)$$

(4) 최적화 결과

고유진동수 최적화를 통해 fixed 조건의 모드 테스트의 1차, 2차 고유진동수를 1~2 % 이내로 만족 하는 simplified-FEM을 획득하였다. Table 2와 Fig. 14는 튜닝된 simplified-FEM을 적용한 해석 결과를 나타낸다.



(a) 1st bending(Y-axis, global)



(b) 1st bending(Z-axis, global)

Fig. 14 Optimized FEA result

3. 결 론

이 연구에서는 항공기 외부 장착 포드의 모드 해석 및 모드 테스트 기법을 통해 포드의 고유진동수와 고유모드를 확인하였으며, 항공기 구조물 동적 거동을 예측하는데 필요한 포드의 FEM 구축과 관련된 절차를 기술하였다. 또한, 최적화 기법을 통해 모드 테스트의 결과를 반영한 simplified-FEM은 항공기 전기체 동특성 모델에 적용할 수 있도록 하여, 항공기의 진동 및 플러터 안정성에 대한 공학적 검토와 입증에 활용할 수 있도록 하였다.

후 기

이 연구는 LIG넥스원 기계연구센터, 국방과학연구소의 지원을 받아 이루어졌으며, 이에 관계자분들께 감사드립니다.

Table 2 Natural frequency and mode shape

No.	Natural frequency [Hz]		Mode shape
	EMA	FEA	
1st	62.0	61.9	1st bending(Y-axis, global)
2nd	63.0	63.9	1st bending(Z-axis, global)

참 고 문 헌

- (1) MIL-HDBK-1763, 1998, Aircraft/Stores Compatibility: System Engineering Data Requirements and Test Procedures, Department of Defense.
- (2) Yoo, H.-J., Byun, K.-H. and Park, K.-Y., 1998, The Ground Vibration Test on an Aircraft and FE Model Update, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 8, No. 4, pp. 690~699.
- (3) Steinberg, D. S., 2000, Vibration Analysis for Electronic Equipment, John Wiley & Sons Inc., New York.
- (4) Shin, D.-J., Lee, J.-H., Yang, S.-C. and Jung, D.-Y., 2011, Finite Element Vibration Analysis of Aircraft POD, Proceedings of the Korea Institute of Military Science and Technology Conference, p. 288.