

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(4), 269-275(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.4.269

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 지상진동시험 동특성 데이터를 활용한 항공기 외부장착물의 공력탄성학적 적합성 입증

임현태\*, 권재룡\*, 변관화\*, 김희중\*, 김재훈\*\*

### Aeroelastic Compatibility Substantiation of Aircraft External Stores Using the Dynamic Characteristic Data from Ground Vibration Test

Hyun Tae Lim\*, Jae Ryong Kwon\*, Kwan Hwa Byun\*, Hee Joong Kim\* and Jae hoon Kim\*\*

The 7<sup>th</sup> R&D Institute, Agency for Defense Development\*

Department of Mechanical Design Engineering, Chungnam National University\*\*

#### ABSTRACT

The aeroelastic stability of a fighter type aircraft can be severely affected by the store mass, aerodynamic characteristics, and store combinations. Hence, the stability for the all store configurations must be substantiated before the aircraft in service. For the aeroelastic analysis, the design data and information for the aircraft structure, mass distribution, control surface characteristics, and external shape etc. are required. This is the reason that the store compatibility substantiations by a third party are restricted. However, according to the change of operational environment or the improvement of avionic technology, a new external store is developed and it should be installed on an aircraft without the support from the original supplier. This paper describe the process to substantiate the aeroelastic compatibility between a new external store and an imported aircraft whose design data is not available to a third party operating the aircraft.

#### 초 록

전투기 형태의 항공기는 외부 장착물의 중량, 공력 특성 및 조합 형태에 따라 공력탄성학적 특성에 상당한 영향을 받게 된다. 따라서 항공기를 운용하기에 앞서 기본적으로 모든 외부 장착물 조합에 대한 공력탄성학적 안정성이 반드시 검증되어야 한다. 그러나 공력탄성학적 안정성을 분석하기 위해서는 항공기의 구조, 중량, 조종면 특성, 외부형상 등과 같은 설계 데이터가 필요함에 따라, 원칙적으로 항공기 플랫폼을 개발한 제작사 이외에는 적합성 입증을 수행하는데 상당한 제한이 따를 수밖에 없다. 그럼에도 불구하고 작전환경의 변화 및 항전기술의 발전으로 인해 원 제작사의 지원 없이 항공기를 운용하는 국가 또는 기관에서 자체적으로 신규 장착물을 장착해야 하는 상황이 있을 수 있다. 본 논문에서는 이와 같이 설계 데이터를 갖고 있지 않은 도입 항공기에 대해 신규 장착물을 장착하는데 필요한 공력탄성학적 적합성 입증 방안에 대해 기술하였다.

**Key Words** : Aeroelastic Compatibility(공력탄성학적 적합성), Ground Vibration Test(지상진동시험), External Store(외부 장착물), Modal data(모드 데이터)

† Received : January 10, 2017      Revised : March 13, 2017      Accepted : March 31, 2017

\*\* Corresponding author, E-mail : kimjhoon@cnu.ac.kr

# I. 서론

다양한 임무 조건을 만족시키기 위한 항공기 탑재장비의 발달로 인해 기체 외부에 장비가 추가 되거나 교체되는 경우가 많아지고 있다. 항공기에 장착되는 장착물들은 운용 간 안정성, 성능 등에 영향을 미치게 됨에 따라, 신규 장착물을 운용하기에 앞서 항공기와의 장착 적합성을 사전에 확인해야 한다[1].

구조 관점에서의 장착 적합성은 하중, 동특성 및 내구성 등을 고려하여야 하며 기존에 입증된 장비라 할지라도 장착 조합 형상에 따라 결과 값이 달라지기 때문에 조합 형상에 따른 적합성 확인도 필요하다. 신규 장착물의 중량 특성과 공력 하중이 기존의 입증된 장착물의 하중과 유사하거나 작을 것으로 예상되는 경우 인증 절차를 간략화 시킬 수도 있으나 공력탄성학적 영향성 및 내구성은 예측이 곤란함에 따라 항공기 구조물의 동특성 데이터를 획득하여 장착적합성을 입증하여야 한다[2]. 동특성 데이터를 획득하기 위해서는 기본적으로 유한요소 모델을 활용하게 되며, 해당 유한요소 모델은 지상진동시험을 통해 보정되게 된다[3-5]. 하지만 본 연구의 대상체인 F-16 항공기는 국외에서 도입한 항공기인 관계로 개발 과정에서 사용된 유한 요소 모델을 보유하고 있지 않음에 따라, 기존의 해석적 방법을 적용하는데 근본적인 한계가 있다. 따라서 본 연구에서는 항공기 외부형상만을 반영한 가상의 유한요소 모델을 생성하고, 지상진동시험을 통해 획득한 모달 매개변수(고유진동수, 고유모드, 감쇠계수 등)를 가상의 유한요소 모델 데이터와 치환하여 해석을 진행하였다[6-7]. 아울러 최종적으로는 아음속 및 천음속, 초음속 영역에서 비행시험을 통해 공력탄성학적 안정성을 확인하였다.

# II. 본론

## 2.1 공력탄성학적 적합성 입증 절차

Figure 1은 설계 데이터를 갖고 있지 않은 도입 항공기에 신규 장착물을 장착하는데 따른 장착 적합성 인증절차를 개략적으로 보여주고 있다. 그림에서 제시된 바와 같이, 공력탄성학적 안정성 입증 또한 지상시험을 통해 동특성 데이터를 획득하고, 획득된 동특성 데이터와 형상정보를 기반으로 가상의 해석 모델을 생성하게 된다. 생성된 동특성 모델은 설계 개발 시 사용되는 유한요소 모델처럼 내부 구조 형상을 정밀하게 반



Fig. 1. External Store Compatibility Substantiation Process for an Imported Aircraft

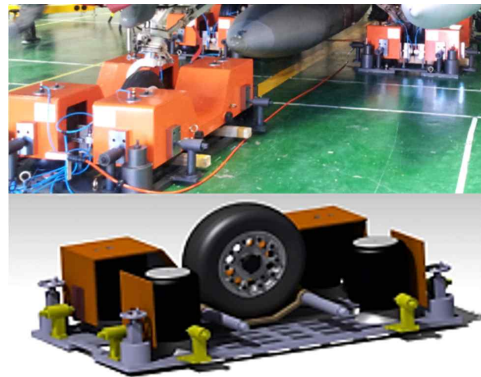


Fig. 2. Air Suspension System

영할 수는 없으나, 공탄성 해석에 필요한 모드 및 고유진동수 정보를 표현하기에는 무리가 없다. 공탄성 해석을 통해 충분한 안정성 마진이 확인되면, 이를 근거로 비행시험을 통해 최종적으로 공력탄성학적 불안정 현상이 발생하지 않음을 확인하게 된다[8].

## 2.2 시험형상 및 지상진동시험

모달 변수 획득을 위한 지상진동시험을 수행하기 위해 먼저 항공기의 자유경계조건(Free boundary condition)을 구현 하였다. 자유경계조건 구현방법에는 여러 가지가 있으나 비용과 외부 장착물 장/탈착 편의성 및 항공기 중량 등을 고려하여 Fig. 2와 같이 펼쳐진 착륙장치를 air suspension 장치로 직접 들어 올리는 방법을 적용하였다. 본 장치는 2개의 결합봉과 슬링을 타

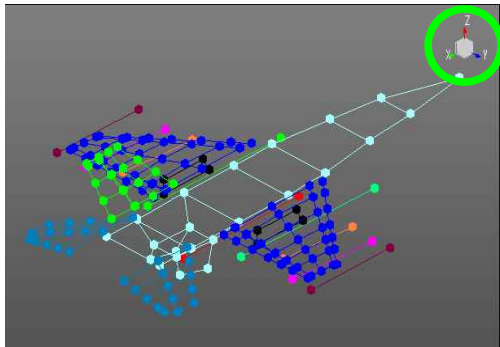


Fig. 3. Accelerometer Geometry and Coordination System

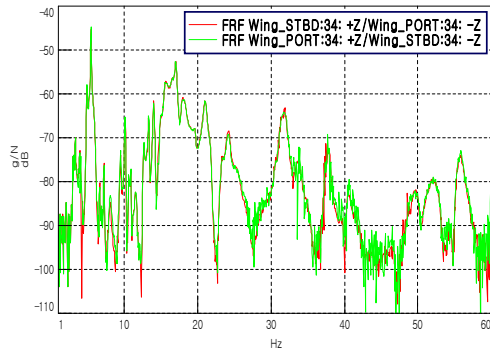


Fig. 4. Reciprocity between Wing Port and Wing Starboard

이러 아래에 위치시켜 바퀴를 지지하도록 하였으며, 상기의 결합봉은 장치 내부에 있는 4개의 공압 스프링에 공기를 공급하여 들어 올리게 된다 [9].

지상진동시험 데이터를 획득하기 위해 기체 전면에서 후면으로, 좌측에서 우측으로 그리고 하부에서 상부 방향을 각각 x, y, z축에 대한 정방향(+방향)으로 설정하였다. 항공기의 응답점은 항공기의 구조적 특성에 따른 요소들(Wing, Fuselage, H-Tail, V-Tail) 별로 각각 구분하였다. Fig. 3과 같이 항공기의 응답점 위치는 지상진동시험 목적에 적합하도록 주요 모드 형상을 충분히 감지할 있도록 선정하였으며, 실제 항공기와 3D 도면에서 획득한 좌표를 활용하였다. 사용된 응답점은 총 180개이며, 위치에 따라 3축 가속도계 113개, 1축 가속도계 67개를 사용하여 총 383 채널을 동시에 측정하였다. 각 응답점에서 측정된 데이터는 LMS사의 SCADAS 장비를 통해 획득되었으며, 데이터 분석에는 Test.Lab이 사용되었다[10]. 본 시험에 사용된 3축 Sensor는 PCB사의 356A16, 356B08 모델이며, 1축 Sensor는

Table 1. External Store Configurations

구 분	STATION LOADING					
	1	2	3	4	5L	5
#1	St01	St01	St02	Ept.		Full
#2	St01	St01	St02	Full		Full
#3	Lau	Lau	St02	Full		Full

333B32, 353B33 이다. 모든 센서들은 장착 전에 Calibration을 수행하였다.

시험 조건은 총 3개 조합 형상이며, 각 시험 조건에 대한 세부내용은 Table 1과 같다. 첫 번째 (#1)와 두 번째(#2) 형상은 1번 및 2번 장착대에 St01 장착물이 장착되며, 3번 장착대에는 St02 장착물이 장착된다. 4번과 5번 장착대에는 외부 연료탱크가 장착되게 된다. 다만, 첫 번째 형상에서 4번 장착대에는 빈 연료탱크가 장착되는 반면, 두 번째 형상에서는 연료가 가득 채워진 형상이다. 이는 연료 소모에 따른 영향성을 확인하기 위한 조치이다. 마지막으로 세 번째 형상(#3)에서는 1번 및 2번 장착대의 장착물이 제거되고, launcher만 남아있는 형상이다. 우측 날개에 대해서도 좌측 날개와 대칭인 형상을 갖도록 하였다.

신뢰성 있는 결과 값을 도출해 내기 위해서 올바른 가진 위치와 적절한 가진력을 선택하여야 한다. 가진위치는 해석 또는 Impact Hammer를 이용한 Pre-test 결과 등을 이용하여 선정할 수 있다.

결정된 가진기의 가진 레벨을 이용하여 지상진동시험을 수행할 경우, 시험체의 선형성을 확인하기 위해 Fig. 4와 같이 상반성 검사(Reciprocity check)를 실시하였다. 상반성 검사는 가진점 선정 시 주요 확인사항 중 하나이다. 그림에서는 좌측 날개(Wing Port)와 우측 날개(Wing Starboard)의 끝단에 각각 장착된 가진기와 센서에서의 주파수 응답함수를 상호 비교하였으며, 두 가진점에서 충분히 상반성을 갖고 있음을 확인할 수 있다. 상반성 검사 이외에도 Coherence 등을 통해 가진력이 각 응답점에 유효하게 전달되는 지를 확인하게 된다.

앞선 과정들을 거쳐 양호한 신호를 얻을 수 있다고 판단 후, 항공기 형상에 따라 본 시험을 실시하였다. 주파수 응답함수(FRF; Frequency

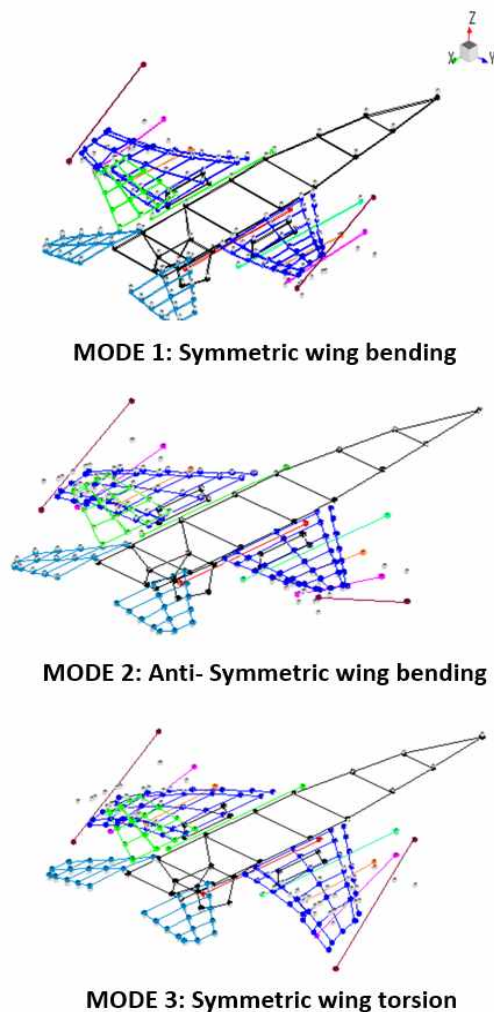


Fig. 5. Natural Mode Shapes (Config. #1)

Response Function) 예측은 Hv 추출 방법을 이용하였다. 이 방법은 입력보다는 응답출력에 잡음이 포함되어 있다고 가정하고 최소자승 개념을 도입한 방법으로, 비교적 많은 계산시간이 필요하지만, 응답신호의 잡음을 최소화할 수 있는 FRF 계산방법이다.

통상적으로 전투기 형태의 항공기에 대한 플러터 해석은 대략 40차 모드까지 고려할 경우 충분한 것으로 보고 있으며, 이 때 고유진동수는 약 40~50Hz 수준이 되게 된다. 이를 고려하여 가진 주파수영역은 0~64Hz를 선택하였고, Resolution은 0.0625Hz로 설정하였다.

측정 오차를 최소화하기 위해 가진 횟수는 50회 반복 가진 후, 평균하여 양질의 주파수 응답 함수를 구하였다. 가진 신호는 Burst random

Table 2. Normalized Natural Frequencies

Mode No.	Configurations		
	#1	#2	#3
1	1.00	1.00	1.00
2	1.26	1.25	1.06
3	1.37	1.37	1.11
4	1.72	1.49	1.18
5	1.97	1.71	1.18
6	2.00	1.86	1.49
7	2.04	2.03	1.63
8	2.27	2.25	1.68
9	2.58	2.69	1.72
10	2.66	2.77	1.77

을 사용했다.

Figure 5는 첫 번째 장착물 조합 형상에 대해 1차~3차 모드 형상을 보여주고 있다. 나머지 두 개 장착물 조합 형상에 대한 저차 모드 형상도 유사하다. 아울러 Table 2에서는 각각의 장착물 조합 형상에 대해 시험으로 획득한 고유진동수 정보 중 일부를 보여주고 있다. 여기서 각 고유진동수 값은 각각의 시험형상에 대한 1차 고유진동수를 이용하여 무차원화된 값이다. 공탄성 해석을 위해서는 약 30~40개의 모드가 사용되게 된다.

### 2.3 동특성 모델 생성 및 공탄성 해석

본 연구에서는 공탄성 해석을 위해 MSC Nastran을 사용하였다. Nastran을 이용한 공탄성 해석을 위해서는 구조 FEM 모델과 공력 패널 모델이 모두 있어야 한다. 본 연구에서는 항공기 개발 당시 사용된 FEM 모델을 갖고 있지 않다는 전제하에서 해석을 진행함에 따라, Fig. 6과 같이 가상의 구조 모델을 생성해야 한다. 구조 모델의 동특성 정보는 지상진동시험을 통해 얻어진 시험 데이터로 치환될 예정임에 따라, 모드 형상을 표현하는데 무리가 없는 수준에서 Beam 요소 등을 이용하여 최대한 단순하게 생성하였다. 아울러 각 절점의 위치는 시험 데이터 반영이 용이하도록 Fig. 3의 센서 위치 정보를 그대로 사용하였다. Fig. 6과 같이 구조 모델이 완성되면, DMAP을 이용하여 구조 모델의 동특성 정보들을 시험 데이터로 치환하게 된다.

Figure 7은 공탄성 해석에 사용된 공력 패널이다. 통상적으로 날개 끝단에 장착되는 런처나 장착물의 경우 공력면을 확장시키는 역할을 하게됨에 따라, 실제 형상을 고려하여 공력 모델에 반



Fig. 6. Simplified Dynamic Model for Aeroelastic Analysis



Fig. 7. Unsteady Aerodynamic Panel Model

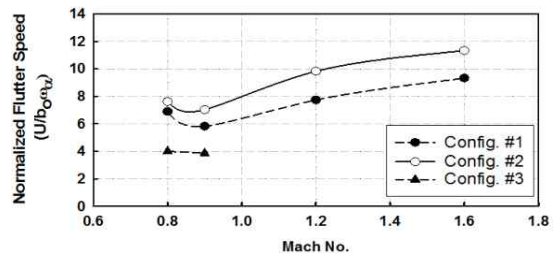


Fig. 8. Surface Spline Results(1st mode, Config. #1)

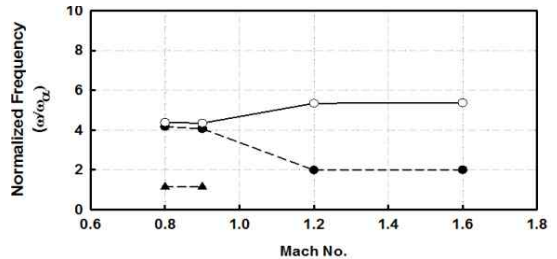
영되어야 한다. 다만, 날개 하부의 장착물은 공기 역학적 영향성이 크지 않아, 공탄성 해석을 위한 공력모델에서는 일반적으로 고려하지 않았다. 본 논문에서는 비정상 공력해석을 위해 아음속 영역에서는 Doublet Lattice 방법이, 초음속 영역에 대해서는 ZONA51 방법이 사용되었다.

Figure 8은 시험으로 얻어진 고유모드 형상이 표면보간법을 이용하여 공력 패널에 적절히 전달되었음을 보여주고 있다.

본 연구에서 사용된 3종의 외부장착물 형상에 대한 플러터 해석결과는 Fig. 9에 제시하였다. Fig. 9의 플러터 속도는 항공기 주익의 root



(a) Flutter Speed



(b) Flutter Frequency

Fig. 9. Flutter Analysis Results

chord( $b_0$ ) 및 각 형상의 1차 고유진동수( $\omega_0$ )로 무차원화되었으며, 플러터 진동수 또한 Table 2와 같이 1차 고유진동수에 의해 무차원화된 값이다. 플러터 안정성 해석에는 p-k 기법을 적용하였다.

앞서 설명된 바와 같이 첫 번째 형상은 주익 연료탱크에 연료가 없는 경우이고, 두 번째 형상은 주익 연료탱크에 연료가 가득 찬 형상이다. 주익 연료탱크 1개에 약 370 갤런의 연료가 주입될 수 있음에 따라, 주익 하중에 상당한 차이를 갖게 된다. 본 항공기에서는 연료탱크의 연료가 소모될수록 플러터 마진은 다소 감소하는 것으로 나타났다. 아울러 두 형상 간의 플러터 속도 차이는 아음속 보다는 초음속에서 확대되는 것으로 나타났다. 이는 Fig. 9(b)와 같이 초음속 영역에서 두 형상 간의 플러터 진동수가 상이한 것이 원인으로 판단된다. 아울러 외부 장착물이 이탈된 3번째 형상에서는 초음속 영역에서 플러터가 발생하지 않는 것으로 해석되었다.

## 2.4 비행시험

플러터 해석을 통해 기본적인 안정성이 확인되면 비행시험으로 안정성을 최종 확인하게 된다. Fig. 10은 안정성을 확인하기 위한 비행시험 조건을 보여주고 있다. 장착 적합성 입증을 위해서는 공력탄성학적 안정성뿐만 아니라, S&C, 공력 성능 등과 같은 다양한 항목에 대한 비행시험이 필요하다. 반면 비행시험을 수행하는데 있어서는 상당한 비용 및 자원이 소요됨에 따라, 가

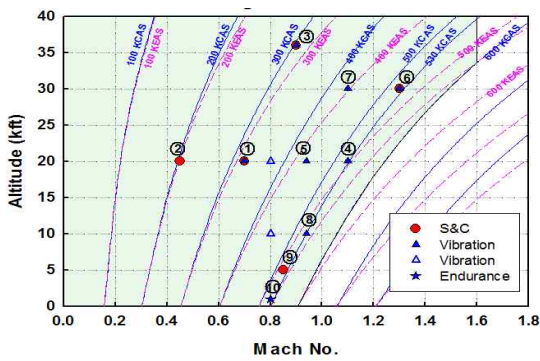


Fig. 10. Flight Test Conditions

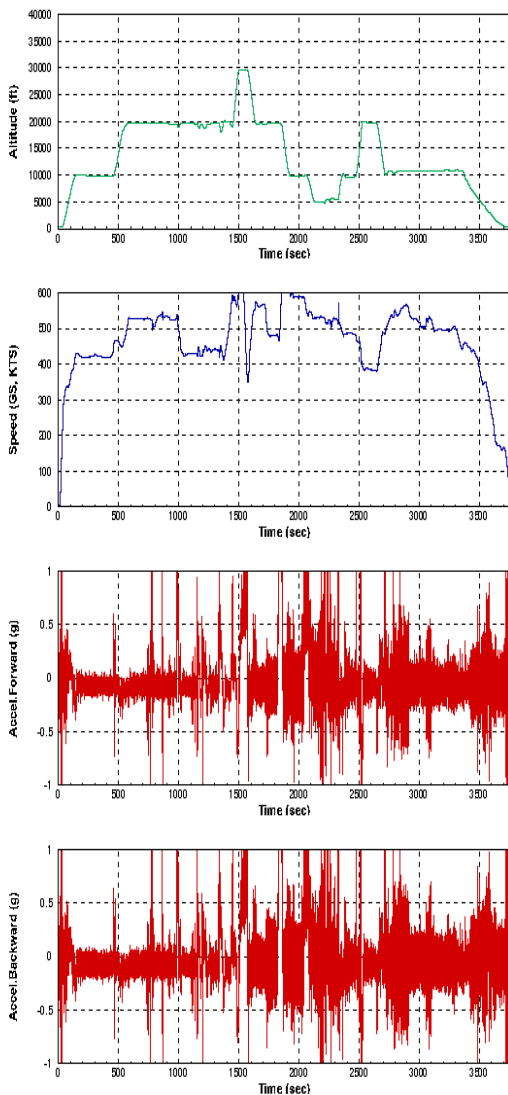


Fig. 11. Flight Test Results at Test Point ①, ④, ⑤, ⑧

능한 최대한 효율적인 방법으로 수행되어야 한다. Fig. 10에서는 S&C에서 요구하는 저속, 고속 및 고고도 조건과 플러터와 같은 공력탄성학적 안정성 관점에서 관심이 있는 천음속, 고속, 저고도 조건 등을 최대한 통합하여 비행시험의 효율성을 높이도록 계획되었다. 만약 신규 항공기를 개발하는 과정이라면 Fig. 10보다 훨씬 조밀하고, 점진적으로 시험이 실시되어야 한다. 그러나 본 연구에서는 기존에 운용 중인 항공기를 대상으로 신규 장착물에 따른 안정성을 확인하는 것임에 따라, 상당부분 간략화 되었다.

Figure 11은 Fig. 10의 1, 4, 5, 8번 시험조건으로 구성된 한 소티 동안 주익에서의 가속도 데이터를 보여주고 있다. 도입 항공기의 경우 센서 장착을 위한 항공기 개조가 현실적으로 곤란함에 따라, 표 1의 ST02 장착물과 동일한 형상 및 중량 특성을 갖는 별도의 계측 Pod를 개발하여 장착하였다. 그림이 보여주는 바와 같이 전 구간에서 과도하거나 발산하는 진동 신호는 나타나지 않았다. 불안정성의 발생 유무만을 확인하기 위한 목적으로 실시된 시험임에 따라, 비행 중 날개를 별도로 가진하지는 않았다. 다만, 날개 진동의 발산 유무를 확인하기 위해 최소 30초 간 속도, 고도 및 자세를 유지하도록 하였다. 비행시험 과정 및 결과에 대한 내용은 별도의 논문을 통해 구체적으로 제시될 예정이다.

### III. 결 론

본 연구에서는 설계 데이터를 갖고 있지 않은 도입 항공기에 대해, 지상시험을 통해 확보된 동특성 데이터를 활용하여 공탄성 해석을 수행하고, 비행시험을 통해 플러터 안정성을 확인하는 전반적인 절차 및 사례를 제시 하였다. 지상진동시험을 위해 항공기는 새로 고안된 Air suspension system을 이용하여 자유경계조건을 구현하였으며, 3개의 가진기를 사용하여 Burst random 신호로 가진 하였다. 공탄성 해석을 위해서는 가상의 구조모델을 생성하였으며, Nastran의 DMAP 기능을 이용하여 가상의 구조모델에 실제 지상진동시험을 통해 얻어진 모드 데이터를 치환시키는 방식으로 해석이 진행되었다. 해석을 통해 기본적인 플러터 안정성을 확인한 후, 비행시험을 통해 최종적으로 공력탄성학적 불안정 현상이 없음을 확인하였다.

### References

1) Kwan-Hwa Byun, Seung-Moon Jun,

"Flutter Analysis of F-16 Aircraft Using Test Modal Data", journal of the KSAS Vol. 34 no 4, pp. 76-82, 2006.

2) MIL-HDBK-1763, Aircraft/Stores Compatibility: Systems Engineering Data Requirements and Test Procedures, 1998.

3) J. C. Elrod, C. T. Bensinger, "F-16 No2 Initial Ground Vibration Test," General Dynamics 16PR718, 1977.

4) Kwan-Hwa Byun, Chan-Yik Park, Jong-Heon Kim, "Ground Vibration Test of KF16D", journal of the KSAS Vol. 33 no 5, pp. 41-49, 2005.

5) Sung Lee, Tae-hun Kim, Cheol Ho Lee, Kap Su Choi, Dae Hyun Cho, "XKT-1 GVT", KSAS 2007 Fall Conference(II), pp. 934-938, 2007.

6) Kwan-Hwa Byun, Chan-Yik Park, Seung-Moon Jun, Changmin Cho, "Flutter

Analysis Technique Based on Test Modal Parameters", KSAS 2013 Fall Conference, pp. 267-270.

7) Hong Joo Yoo, Kwan-Hwa Byun, Keum Young Park "The Ground Vibration Test on an Aircraft and FE Model Update", journal of the KSNVE vol. 8 no.4, pp. 690-699, 1998.

8) Jae Ryong Kwon, Kwan Hwa Byun, Young Sik Joo, Hyun Tae Lim, "Aeroelastic Compatibility Substantiations for an Imported Aircraft with New External Stores," KSAS 2016 Fall Conference.

9) Patent 10-1554285, LANDING GEAR SUPPORT TYPE AIR SUSPENSION APPARATUS FOR GROUND VIBRATION TEST OF AIRPLANE

10) Siemens Industries Software, LMS Test.Lab Modal Analysis user manual 14A chapter 1, Germany.