

論文

KF-16D 지상진동시험

변관화*, 박찬익*, 김종현*

Ground Vibration Test of KF-16D

Kwan-Hwa Byun*, Chan-Yik Park and Jong-Heon Kim

ABSTRACT

This paper discusses the test procedure, instrumentation, verification methodology and the results of the ground vibration test(GVT) performed on the KF-16D aircraft to estimate experimentally dynamic characteristics of the aircraft. The modal tests for 7 external store configurations were conducted to estimate effects of external stores on the aircraft vibration modes. To emulate free-free boundary conditions the test aircraft was mounted on its landing gear structure with deflated tires during the GVT. The airframe modal tests were done by burst random excitations with 6 to 8 shakers and about 200 accelerometers. Frequency response functions(FRFs) were measured for each test, and the FRFs were reduced and analyzed to identify the dynamic parameters interested. The analyses were carried out in two steps. To extract modal parameters such as, frequencies and damping ratios, the poly-reference least square complex exponential method was used in the time domain. The mode shape coefficients were estimated with the least squares frequency domain method to identify the vibration modes.

초 록

본 논문에서는 KF-16D 항공기의 동특성을 실험적으로 규명하기 위해 수행한 지상진동 시험의 시험 방법, 센서 및 장비 설치, 시험 결과 검증 방법 및 시험 결과를 기술하였다. 지상진동시험은 외부 장착물 장착 형상에 따라 7가지 형상으로 분류하여 실시하여 외부 장착물 부착 형상에 따른 항공기의 동특성 변화를 정량적으로 산출하였고 비행 중 항공기 진동 모드의 정량적인 변화량을 예측할 수 있게 하였다. 항공기 지지는 항공기 비행 상태의 조건을 구현하기 위하여 착륙장치 타이어의 공기압을 최소로 하였다. 시험은 6개~8개의 가진기를 사용하여 다점 랜덤 가진법으로 항공기를 가진하고 약 200개의 가속도계로부터 항공기의 응답을 측정하였다. 시험결과 관심 있는 낮은 주파수영역에서 선형성을 보여 양질의 주파수 응답함수를 얻었으며, 상반성을 만족함을 알 수 있었다. 측정된 가진력과 응답신호로부터 주파수 응답 함수를 구하였으며, 고유 진동수와 감쇠 계수는 주파수 응답함수로부터 다기준 최소 자승 복소 지수법을 적용하여 산출하였다. 고유진동모드는 최소 자승 주파수 영역법으로 사용하여 구성하였다.

Key Words : ECM Pod(전자 방해장비 포드), Compatibility(적합성), Ground Vibration Test(지상진동시험, GVT)

† 2005년 1월 14일 접수 ~ 2005년 2월 28일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 3-3-1
연락처자, E-mail : khbyun@add.re.kr
대전시 유성우체국 사서함 35-3호

I. 서론

최근 국방과학연구소는 외장형 전자방해장비 (ALQ-X)를 독자 개발하여 공군 주력기인 KF-16D에 장착하는 과제를 수행하였다. 새로운 외부 장착물을 항공기에 장착하여 운용하기 위해서는 장착 항공기와 의 적합성(compatibility)을 입증하여야 하며, 그 절차 중의 하나로 진동 및 공탄성 안정성에 대한 공학적 검토와 입증이 요구된다[1]. 특히 외국에서 도입하여 운용 중인 항공기는 구조적 특성을 파악할 수 있는 동적 유한요소 모델과 같은 공학적 자료가 없는 경우가 대부분이다. 따라서 국내에서 개발된 전자방해장비, 적외선 탐지장비, 공대지/공대공 미사일 등 외부 장착물을 추가하는 경우, 본 장비의 개발보다는 적합성 입증에 더 많은 어려움이 있을 수 있으며, 실제로 항공기 원제작사에 개발된 외부 장착물의 적합성 검토를 의뢰하는 경우 개발 장비의 기술이 노출되고, 장비 개발비에 버금가는 과도한 기술료를 지불해야 하는 등 사업추진에 많은 어려움이 있다.

이를 해결하기 위한 방안으로 다음과 같이 새로운 방법의 적합성 입증 절차를 마련하였다[2]. 먼저 동적 유한요소모델이 없는 KF-16D에 대하여 지상진동시험을 수행하고 그 결과를 이용하여 등가의 유한 요소 동적 모델을 구축하였다. 생성된 동특성 모델에 외부 장착물의 변경 또는 추가에 따른 항공기의 구조 동특성 변화를 정량적으로 반영함으로써 진동 및 공탄성 안전성을 독자적으로 평가할 수 있는 공학적 기술을 확보한다는 것이다.

본 논문에서는 이러한 일련의 적합성 입증 절차 중에 하나로 수행한 KF-16D 항공기의 지상진동시험의 시험 방법, 센서 및 장비 설치, 시험 결과 검증 방법 그리고 시험결과를 기술하였다.

II. 본론

2.1 시험 형상

KF-16D 항공기의 지상진동시험은 2003년 10월부터 약 6주간 공군 OO기지에서 수행하였다. 지상진동시험 시험 형상은 내부 탱크에 연료가 없는 상태에서 형상 1(Conf. #1)을 기본으로 하여 관심이 되는 외부장착물의 장착형상에 따라 표 1과 같이 7가지조건으로 구분하여 수행하였다. 표 1에서 ALQ-88은 기존에 운용되던 전자방해장비이며, AIM-9은 KF-16에 기본으로 장착하는 미사일이다. 그림1은 지상진동시험(Conf. # 3)을 수행하고 있는 장면이다.

표. 1 지상진동 시험 조건

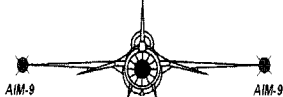


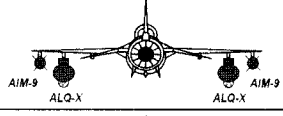
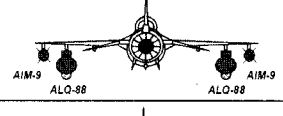
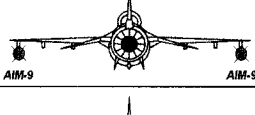
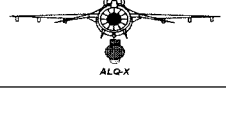
Configuration	
Name	Illustration
Conf. # 1	
Conf. # 2	
Conf. # 3	
Conf. # 4	
Conf. # 5	
Conf. # 6	
Conf. # 7	



그림 1. KF-16D 항공기 지상진동시험

항공기 좌표체계 및 부호

본 지상진동시험의 좌표 체계 및 부호 시스템은 직교 좌표계를 사용하였다. 그림 2와 같이 항공기의 좌표체계 FS(x), BL(y) 과 WL(z)를 전체 좌표계로 정하고, FS(x)=BL(y)=WL(z)=0인 위치인 피토관 앞쪽 끝점을 그 좌표계의 원점으로 택하였다.

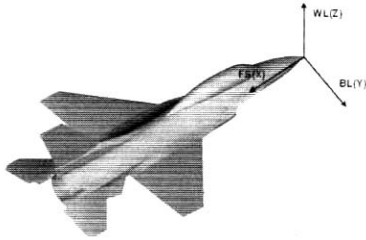


그림 2. 시험 항공기 좌표체계 및 부호

시험항공기 응답점 선정

국부 좌표계 및 부호는 항공기를 구성하는 요소들(주익, 동체, 수평미익, 수직미익, 에일러론, 러더, 외부장착물)에 대하여 각각 정의하였다. 각 요소들을 일정한 간격으로 구분한 좌표점을 그림 3과 같이 가상 공간인 컴퓨터에 마련하고, 실제 항공기 위에 가속도계를 부착하였다.

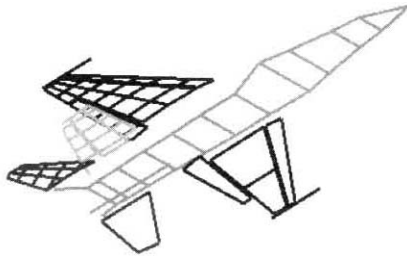


그림 3. 시험 항공기(KF-16D) 응답점

지상진동시험을 수행하기 앞서 진동모드를 시각화하고 모드형상(mode shape)을 파악하기 위해서 각 응답점들을 연결하여 가상의 공간상에 시험 모델을 마련하였는데 KF-16D항공기는 유한요소 모델을 가지고 있지 않기 때문에 입수한 공력 형상모델의 표면 자료와 실측 자료를 바탕으로 응답점들을 정의하였다.

일반적으로 응답점 결정은 2.2절의 시험 장치 및 계측 항목과 밀접한 관계가 있는데 비록 시험 항공기의 모달 밀도가 높아 밀집된 주파수영역 안에 여러 모드가 존재한다고 하더라도, 유한요소모델의 각 노드점과 그 자유도에 해당하는 수의 응답점을 선정하는 것은 너무 많은 응답점이 요구되기 때문에 비 현실적이다. 반면, 너무 적은 수의 응답점을 선정할 경우 "공간 위신호(Spatial Aliasing)" 현상이 발생하여 모든 진동모드 형상을 표현할 수 없다[3]. 따라서 가장 적절한 수의 응답점으로 모든 진동모드형상을 표현할 수 있도록 해야 한다. 항공기의 왼쪽에 많은 응답점을 주고 오른쪽에는 상대적으로 적은 수의 응답점을

주었다. 이렇게 한 이유는 가용한 가속도계 수와 채널 수의 제약에 따른 것이다.

시험 항공기지지 조건

지상진동시험을 수행하는 동안 항공기의 무지지(Free-Free)조건을 구현하기 위하여 항공기의 착륙장치로 항공기를 지지하였다. 공압 지지 장치를 사용할 경우 항공기의 강제모드를 거의 완벽하게 탄성모드와 분리시킬 수 있다는 장점을 가지고 있으나, 관련 장비가 없는 상태에서 항공기의 무지지 조건을 구현하기 위한 차선의 방법으로 타이어의 압력을 항공기 운용 시의 약 25%로 낮추어 항공기를 지지함으로써 항공기의 무지지 조건을 모사하였다(그림 4). 이 방법은 항공기 구조 탄성모드에 대한 강제모드의 영향을 완전하게는 제거하지 못하였으나, KF-16D 항공기의 착륙장치 시스템이 동체 밑에 장착되어있기 때문에 가장 높은 강제모드 진동수가 가장 낮은 탄성모드 진동수의 1/2보다 작기 때문에 그 영향이 심각한 것으로 판단되지는 않아 이 방법을 사용하였다.



그림 4. 시험 항공기지지(MLG)

2.2 시험 장치 및 계측

지상 진동 시험을 수행하여 항공기의 동특성을 파악하기 위해서는 항공기가 가지고 있는 모든 중요한 진동 모드를 가진 시킬 수 있어야 하며, 항공기에 전달되는 가진력과 항공기 각 부위의 응답 신호를 정확히 측정할 수 있어야 한다. 또한 측정된 시간영역의 아날로그신호를 신속하게 디지털신호로 변환하고 주파수영역에서 주파수 응답함수를 계산할 수 있는 자료처리 장비가 필요하다. 본 절에서는 각 데이터 획득 및 분석 장비와 신호를 측정할 수 있는 센서와 이를 서로 연결하는 계측 장비에 대하여 기술하였다.

가진위치 결정

항공기가 가지고 있는 중요한 진동모드를 모두 가진 시킬 수 있 가진 위치를 정하는 것은 어려

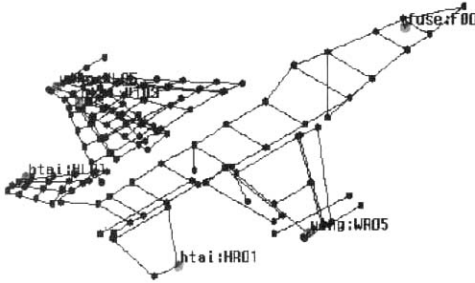


그림 5. 시험 전 가진위치 결정을 위한 프리 테스트(Pre-Test) 결과

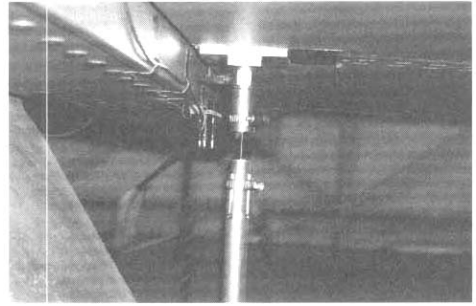


그림 7. 가진기 부착방법

운 문제다. 구조물의 어떤 모드가 그 진동모드의 노달라인 가까이에서 가진 된다면 그 모드는 측정 결과에서 찾아내기 힘들게 될 것이다. 일반적으로, 가진기는 구조물의 끝단 또는 가장 큰 변위가 예상되는 점에 노달라인을 피해서 위치시킨다.

본 지상진동시험에서는 위의 내용을 모달 기여인자(mode participation factor)와 등가의 의미를 가진 DPR(driving point residue)을 이용하여 정량화하였다. DPR의 정의는 다음 식과 같다. 즉, 모드 k 와 노드(node) i에 대하여

$$DPR_k(i) = \frac{\phi_{ik}^2}{2m_k \omega_k} \quad (1)$$

로 나타내며 평균 DPR의 최대값을 갖는 자유도를 주어진 목표모드(target mode)들에 대한 가장 좋은 가진 자유도로서 정의한다.

그림 5는 LMS CADA-LINK[5]의 프리 테스트(Pre-Test) 모듈을이용하여 가진위치를 찾은 결과이다.

가진기

지상진동시험 시 항공기를 가진하기 위하여 6개

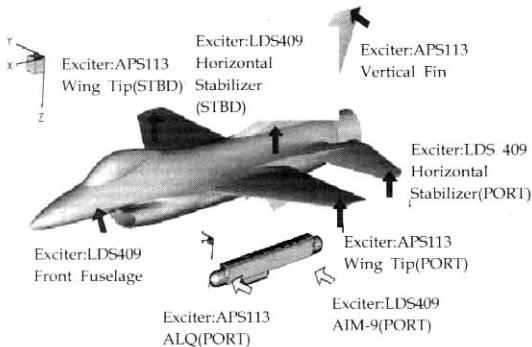


그림 6. 가진기 위치

의 LDS의 모델 V409/V411 가진기[8] 및 APS의 모델 113가진기[9]를 사용하였다. 각 가진기의 위치는 그림 6에 표시하였다. 주의 좌우 끝 단의 (starboard, port) 가진점에는 APS113 가진기를 설치하여 +Z방향으로 항공기를 가진하였다. 또한, 수직미익 끝 단과 수평미익(port) 끝 단 가진점에는 V409를 설치하여 수직미익은 +Y방향으로 가진 하였고, 수평미익은 +Z방향으로 가진하였다.

각각의 가진기 설치 시 가진 하고자 하는 방향으로만 가진력이 전달될 수 있도록 저속 통제기 지상진동시험[10] 시에 사용하였던 것과 같은 재질의 스트링거(stringer)를 사용하였다. 이 스트링거의 특징은 굽힘이나 전단 강성도는 매우 작고 축 방향 강성은 아주 높다. 만약 너무 길거나 유연한 봉을 사용할 경우 봉 자체의 동특성이 시험에 영향을 미치게 되며 미지의 가진력이 시험 구조물에 전달되어 랜덤시험(random test)시 평균을 취해도 없앨 수 없는 에러를 유발하게 된다.

힘변환자(Force transducer)

각각의 가진기로부터 항공기로 전달되는 동하중을 측정하기 위하여 PCB208계열[11]의 힘 변환자 및 PCB288 계열[11]의 임피던스 헤드(impedance head)가 사용되었다. 임피던스 헤드는 가진점(driving point)의 정의를 이상적으로 만족하는 센서로서 하나의 센서로 힘과 가속도를 동시에 측정할 수 있는 센서이다.

가속도계(Accelerometer)

항공기 기체의 응답을 측정하기 위해 가속도계를 주의, 동체, 수평미익, 수직미익, 각 조종면 및 외부장착물에 부착하였다. 이렇게 전기체에 가속도계를 모두 붙여 놓고 시험하는 이유는 가속도계를 옮겨 다니며 시험하는 불편을 없앨 수 있고, 한꺼번에 가속도를 측정/처리할 수 있기 때문이다. 그림 8은 항공기 표면에 부착된 가속도

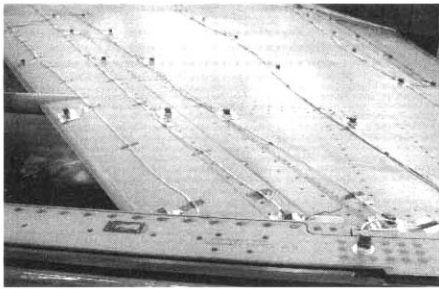


그림 8. 항공기 표면에 부착된 가속도계

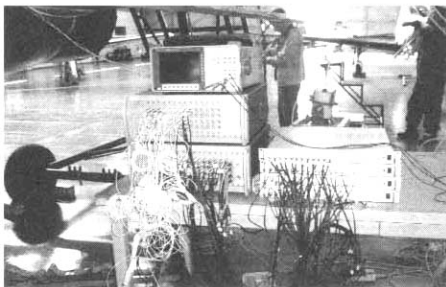


그림 9. 시험자료 처리 및 분석시스템

계를 보여주고 있다. 특히, 동체와 같이 곡률 큰 응답점에서 가속도계의 방향을 전체 좌표계에 맞추기 위해 오일러 각(Euler angle)을 주어 장착하였다.

신호 획득 및 처리/분석 장비로는 DIFA-SCADAS III와 LMS CADA-X 분석 프로그램[4]을 이용하였다. 최대 8개의 가진기에 서로 연관되지 않게 가진 신호를 입력하기 위하여 DIFA-SCADAS III의 QDAC모듈을 사용하였다. 증폭기(signal conditioner)에서 증폭된 항공기 응답 가속도 신호 및 항공기에 부가된 가진력 신호는 신호 획득 장비(DIFA-SCADAS III, 100채널)에서 신호처리 과정(quantitizing, anti-aliasing, AD변환)을 거치고, 전기적 잡음을 없애기 위하여 저역 필터링(low pass filtering)되었다.

분석 프로그램(LMS CADA-X)으로 전체 시험을 제어하였으며, 신호 획득 장비(DIFA-SCADAS III)에서 처리된 가진 신호와 응답 신호로부터 주파수 응답 함수를 구하였다. 또한 이 분석 프로그램을 이용하여 모달 매개변수(고유 진동수, 감쇠계수, 모드형상)를 계산하였다. 그림 9는 KF-16D 지상진동 시험 시 사용한 시험자료 처리 및 분석 시스템을 보여주고 있다.

2.3 시험 기법 및 절차

2.3.1 시험전 점검

모든 시험장치 및 계측장비의 연결이 완료된 상태에서 실제 시험에 들어가기 전에 항공기를 가진하여 비정상적인 진동에 의한 소음원을 찾아 제거하거나, 모든 입출력 신호 증폭기의 이득 값을 조정해 주고, 응답 점들의 신호가 제대로 들어오고 있는지 검사하는 등, 시험 전 점검 단계를 본 시험을 수행하기 전에 실시하였다.

가진력 결정

양호한 측정 결과를 얻기 위하여 올바른 가진력을 결정해야 한다. 가진 신호가 버스트 랜덤(Burst random)인 경우 SCADAS III의 QDAC 모듈로부터 생성되는 신호는 최대 레벨(peak level)이 1V이며, 크레스트계수(Crest factor)는 3.8인 신호이다. 이 가진 신호가 증폭기를 통하여 가진기에 전달된다. 여기서 크레스트 계수는 신호의 RMS값을 최대값으로 나눈 것으로 정의한다.

가진력이 너무 클 경우 선형성에 문제가 발생하며, 너무 작은 경우 항공기의 모든 진동모드를 가진할 수 없다. 따라서 다음과 같은 방법으로 최적의 가진력을 결정하였다. 선형성을 만족하기 위하여 전 기체에 6개의 가진기로 항공기를 가진하여 구조물에 대한 가진점(driving point)에서의 주파수 응답 함수를 측정된 후 각 가진 점에서의 상반성을 검사하고, 선형의 범위 안에서 가진력을 높여가면서 구해진 주파수 응답 함수로 모달 해석을 실시하여 예상되는 중요한 진동모드를 얻을 수 있도록 가진 크기를 조절하였다. 본 지상진동시험을 위한 각 가진기 부착위치의 가진 크기는 다음 표 2와 같다.

표 2. 평균 가진력 크기

Location	lbf rms
WING:WL05:+Z	0.6
WING:WR05:+Z	0.6
FUSE:F00:+Y	1.2
HSTAB:HL01:+Z	1.06
HSTAB:HR01:+Z	1.11
VSTAB:VT03:+Y	1.22

상반성 검사

위에서 결정된 가진 크기를 이용하여 지상진동 시험을 수행할 경우 선형성을 만족하는가를 판단하기 위하여 다시 상반성 검사(reciprocity check)를 실시하였다. 그림 10에 시험 항공기의 각 가진점에서 상반성 검사 예를 보였는데, 이것의 정의는 두 개의 가진점의 상호 주파수 응답 함수를 비교하는 것으로써 행렬로 표현하면 $H_{ij} = H_{ji}$ 로

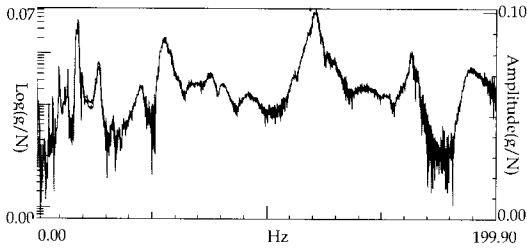
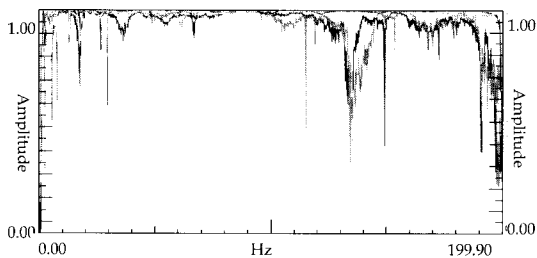


그림 10. 가진점에서의 상반성 검사 예

표현될 수 있다. 그림에서 두 개의 주파수 응답 함수가 거의 일치함을 보이고 이는 진동시험의 기본 가정인 항공기가 관심 주파수영역 안에서 선형성을 만족한다는 것을 알 수 있다.

기여도 검사

기여도(coherence)는 일반적으로 서로 다른 두 신호사이의 크로스 파워(cross-power)를 각각의 신호의 오토 파워(auto-power)로 나눈 값으로 정의하는데, 진동시험에서는 한 점의 가진력이 얼마만큼 유효하게 응답점에 전달되었는가 판단하는 척도로 쓰인다. 즉, 전달함수 또는 주파수 응답 함수의 정확도를 평가하는 기준이 된다. 기여도 함수는 0과 1사이의 값을 갖는데 1에 가까울수록 응답신호가 전적으로 가진력에 의한 것이며 측정된 주파수 응답 함수가 정확한 것이다. 반면, 0에 가까울수록 측정하고자 하는 시스템에 잡음이 많거나 비선형성, 시간 지연 등에 의한 부정확한 주파수 응답 함수가 측정된다. 다음 그림 11은 지상 진동시험 시 기여도의 한 예를 보여주는 것으로 관심주파수 대역 에서 기여도가 0.99이상을 보여 주고 있음을 알 수 있다.



- F -- Coherence wing:WL05:+Z/Multiple
- F Coherence wing:WR05:+Z/Multiple
- F Coherence fuse:F00:-Z/Multiple
- F -- Coherence htai:HL01:+Z/Multiple
- F Coherence htai:HR01:+Z/Multiple
- F Coherence vtai:VT03:+Y/Multiple

그림 11. 기여도(Coherence) 검사 예

2.3.2 측정

2.3.1절의 점검 과정에서 양호한 신호를 얻을 수 있다고 판단되는 경우에 실제 측정에 들어갔다.

데이터 획득 장비의 채널 수 제한(104채널) 때문에 전 기체를 2개의 측정 그룹으로 나누어 하나의 시험조건에 대하여 2번의 시험을 수행하였다. 주어진 샘플링 주기 안의 가진에 의한 응답 신호가 거의 감쇠 되도록 50% 버스트 랜덤 신호로 주요 구조 탄성 모드를 가진 하였다. 주요 구조 탄성 모드는 3 ~ 50Hz 사이에 존재하기 때문에 0 ~ 200Hz 주파수 영역을 0.1Hz (2048개의 스펙트라 라인)으로 나누어 데이터를 샘플링 하였다.

주파수 응답 함수는 H1, Hv 추출 방법[4]을 이용하여 계산하였는데, 이 방법은 비교적 많은 계산 시간이 필요하지만 입력과 출력 모두에 잡음이 포함되어있다고 가정하고 최소자승 개념을 도입하여 입/출력 신호의 잡음을 최소화할 수 있는 최적의 주파수 응답 함수 계산 방법이다. 측정 오차를 최소화하기 위하여 60번 반복 측정을 통한 평균으로써 최종적인 주파수 응답 함수를 구하였다.

시험 중에는 항공기에 유압 및 전원을 제공하여 항공기를 비행 중 상태로 모든 조종면을 활성화 시킴으로써 항공기의 조종면이 중립을 유지하도록 하였다. (그림 12) 또한, 한 조건의 시험이 끝날 때 마다 엔진 터빈을 일정각도 회전시켜 혹시 있을지도 모르는 엔진의 손상을 미연에 방지하고자 하였다.

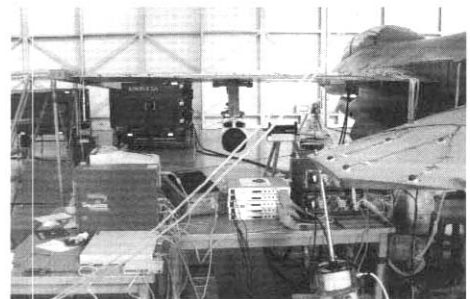


그림 12. 조종면 중립상태 유지

2.4 모달계수 추출 및 검증 기법

모달계수 추출

모달 계수를 추출하기 위해서 모든 응답점과 가진점에서 얻은 주파수 응답 함수가 필요한 것은 아니지만, 정확한 결과를 얻기 위해서 모든 주파수 응답 함수가 고려되었다. 본 시험에서 사

용된 모달 계수 추출 방법은 두 단계로 구성된다. 우선 최소 자승 복소 지수 시간 영역법을 이용하여 고유 진동수와 감쇠 계수를 계산하였고 최소 자승 주파수 영역법으로 모드 형상(mode shape)을 계산하였다. 최소 자승 복소 지수법은 측정된 주파수 응답 함수를 역 푸리에 변환(Inverse Fourier Transform)하여 시간 영역의 응답 함수로 변환시키고 그 자유 감쇠 파형을 복소 지수 함수로 근사함으로써, 동시에 여러 진동 모드의 진동수와 감쇠 계수를 계산하였다. 이용할 수 있는 모든 데이터가 동시에 해석되기 때문에 고유 진동수와 감쇠 계수의 전체적인 계산을 할 수 있었으며, 각각의 모드에서 모드 형상을 추출된 주파수 응답 함수의 정의로부터 계산하였다. 즉, 모드 형상 행렬은 주파수 영역에서 응답점 자유도에서의 모드 형상 계수벡터(mode shape coefficient vector)와 가진점 자유도에서의 모드 형상 인수벡터의 곱으로 표현되며, 각각의 모드에서 모드 형상은 일반화된 질량행렬로 정규화되었다.

측정된 주파수 응답 함수를 모두 이용하여 한꺼번에 고유 진동수와 감쇠계수 값을 구하는 경우, 가진력이 충분히 전달되지 않는 응답점의 주파수 응답 함수 - 예를 들면, 주의 가진(Z방향)에 의한 동체(X,Y방향)의 반응과 주의 가진에 의한 수직미익(Y방향)의 반응으로 계산된 주파수 응답 함수가 같이 평가되어 계산상의 오차를 유발할 수 있다. 따라서 각 구성 요소(주의,동체,수평미익 등)별로 고유 진동수와 감쇠 계수 값을 구하고, 구성 요소별로 모드 형상을 구하였다. 주파수 응답 함수로부터 모달 계수를 추출하는 과정에서 발생할 수 있는 계산상의 오차를 최소화하고 계산상의 모드와 실제모드를 구분하기 위해 다음과 같은 몇 가지 기법을 도입하였다.

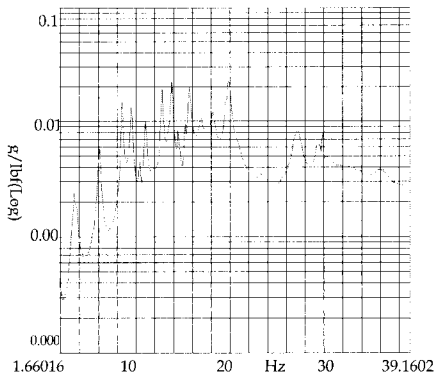


그림 13. 총합 주파수 함수

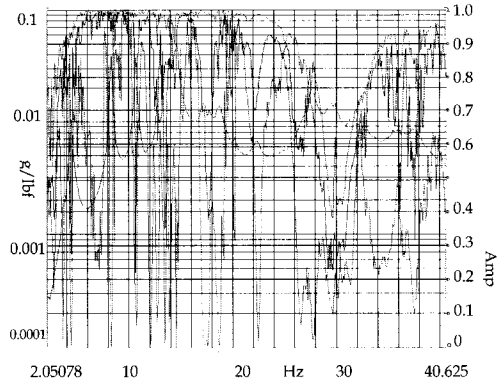


그림 14. 다변수 모드 지시 함수 예

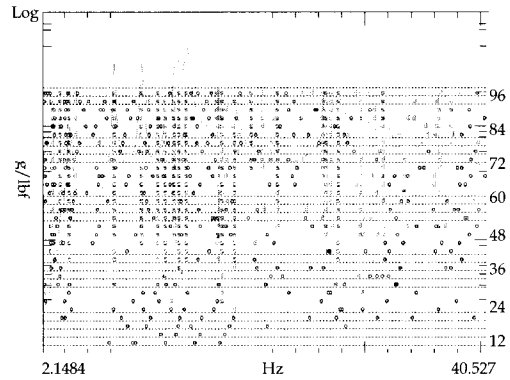


그림 15. 안정화선도 예

첫째, 추출하고자 하는 고유진동수는 주파수 응답함수의 공진점들과 일치하는데, 이 공진점들이 어떤 응답점의 주파수응답함수에서는 나타나지 않을 수도 각 센서의 질량효과 때문에 이동할 수도 있다. 본 시험에서는 그림 13과 같은 총합 주파수 응답 함수(summation of FRFs)를 이용함으로써 이와 같은 오류를 최소화하였다.

두 번째로, 항공기와 같이 기하학적으로 대칭 평면을 가진 구조물은 반드시 중근, 즉 같은 진동수를 갖는 두개의 진동모드형상을 갖는다. 이 중근을 구분하기 위하여 다변수 모드 지시함수(MMIF: multivariate mode indicator function)를 이용하였다. 다변수 모드 지시함수의 특성은 각 고유진동수에서 국부최소 값을 갖는 주파수영역 함수이다. 그림 14에 그 예를 보였다. 그림에서 다변수 모드 지시함수값이 0에 근접할수록 모드 일 가능성이 크다.

셋째로 안정화 선도(stabilization diagram)를 사용하여 계산된 근(pole)을 선택하였다. 안정화 선도란 본 시험에서 사용한 최소자승 복소지수법

에서 모달 계수 추출 시 사용하는 일종의 근 추적 지도이다. 주어진 주파수 대역안에 존재하는 근을 추측하여 모델 크기를 결정하고, 측정된 주파수응답함수를 이용하여 유한 차분 방정식을 구성한다. 모델의 크기를 증가시키면서 유한 차분 방정식의 근을 구하게 되는데 계속 근으로 남아 있는 모달 계수를 안정화된 근(Stabilized pole)로 정의한다. 그림 15에 안정화 선도의 예를 보였다. 그림에서 's'로 표시되는 것이 안정화된 근 즉, 모달 계수이다.

모드 형상 검증

여러 가지 모달 계수 추출 방법의 도움을 받아서 시험이 주의 깊게 잘 수행되었다 하더라도, 모달 모델의 정확도는 모달 계수 추출 과정에서 구해진 모드의 수 및 추출 기법에 좌우되기 때문에 모달 모델의 서로 다른 모드 사이의 정량적인 정보를 통하여 모드 형상의 검증을 수행하였다. 그 중 한 예로 MAC(modal assurance criterion)를 사용하였는데, MAC 값은 두 모드형상의 기하학적 연관성을 평가하기 위한 수단으로 널리 쓰이는 방법이다. 두 모드 사이에 선형 종속관계가 있으면 MAC값은 1에 가깝고, 두 모드 사이의 관계가 선형 독립이면 두 모드 사이에 직교관계가 성립하며 MAC값은 매우 작아지게 된다. 추출된 모드가 서로 완전하게 선형 독립적이면 MAC 행렬은 대각행렬이 되며, 가장 이상적인 시험 결과이다. 그림 16은 형상1 (Conf. #1)에서 구한 모달 데이터로 MAC값을 도식화한 것으로 표시된 각 모드는 대부분 1에 근접한 대각행렬을 나타내고 있음을 볼 수 있다.

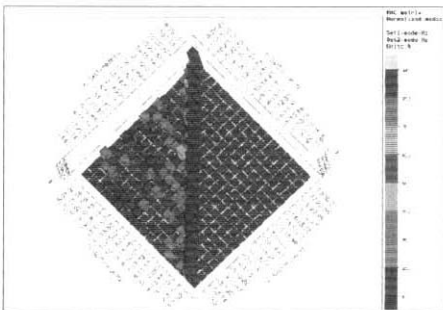
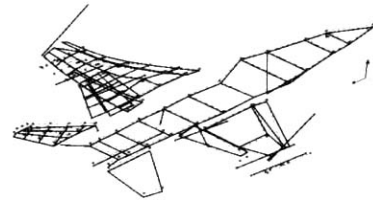


그림 16. MAC 값(Conf. #1 형상)

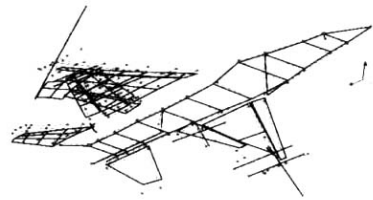
2.5 시험 결과 분석

2.4절의 모달 계수 추출과 검증 과정을 거쳐 모달 계수가 구해졌으며, 이 모달 계수들로서 모달 데이터 베이스를 구축하였다. 이것은 유한 요

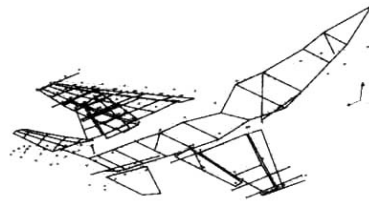
소 모델을 확보하지 못한 KF-16D 항공기의 플러



Wing 1st Bending SYM



Tip launcher Pitch A/S



Fuselage 1st. Vert. Bending

그림 17. 주요 모드 형상 (Conf. #1 형상)

터 해석을 위한 모달 자료로 사용되며, KF-16D 항공기의 동적 특성을 이해하는 중요한 기본 자료가 되었다. 표 3은 본 연구에서 수행한 KF-16D 항공기의 형상 6의 지상진동시험 결과를 F-16 항공기 원제작사인 제너럴 다이내믹사에서 수행한 GVT 결과[12]와 비교한 것이다. 대부분의 모드에서 약간의 차이를 보일 뿐 잘 일치하고 있는데, 이러한 차이는 시험항공기 자체의 형상 차이에 기인한 것으로 판단된다. 또한 그림17에는 Conf. #1 형상에 대하여 추출한 모드 형상의 몇 가지 예를 보여주고 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 KF-16D 항공기의 동특성을 실험

적으로 규명하기 위해 수행한 지상 진동 시험의 시험 방법, 센서 및 장비 설치, 시험 결과 검증 방법 및 시험 결과를 기술하였다. 지상진동시험은 외부 장착물 장착 형상에 따라 7가지 형상으로 분류하여 실시하였다. 본 지상진동시험 결과는 외부장착물 부착 형상에 따른 항공기의 동특성 변화를 정량적으로 산출하고 비행 중 항공기 진동 모드의 정량적인 변화량을 예측할 수 있는 기초 자료로 사용될 것이다.

지상진동시험을 수행하기 위해서 다음과 같은 항공기 시험 형상을 갖추었다. 항공기 지지는 항공기 비행 상태의 조건을 구사하도록 착륙장치 타이어의 공기압을 최소로 하였다. 시험은 6개에서 8개까지의 가진기를 사용하여 다점 랜덤 가진법으로 항공기를 가진하고 약 200개의 가속도계로부터 항공기의 응답을 측정하여 주파수응답함수를 계산함으로써 수행되었다.

시험결과, 관심 있는 낮은 주파수영역에서 상반성을 만족하여 모든 진동시험의 가정인 선형성을 보임을 확인하였다. 또한, 시험 전에 면밀한 점검과정을 거침으로써 양질의 주파수 응답함수를 얻었다. 측정된 주파수 응답 함수를 이용하여 고유 진동수와 감쇠 계수를 다기준 최소 자승 복소 지수법을 적용하여 산출하였다. 고유진동모드는 최소 자승 주파수 영역법으로 사용하여 구성하였다. 지상진동시험 결과를 제너럴 다이내믹사에서 수행했던 F-16항공기의 GVT시험결과와 비교함으로써 그 결과가 타당함을 확인하였다.

표 3. 모달변수비교(참고문헌[1] & KF-16D: Conf. #6형상)

MODE SHAPE		MODAL FREQUENCY [Hz]	
Class	Description	GD	ADD
		GVT	GVT
Symmetric	Wing 1st. Bending SYM.	6.24	6.49
	Tip Launcher Pitch SYM.	15.63	15.36
	Fuselage 1st Vertical Bending	10.95 *	12.19
	Wing 2nd Bending SYM.	21.44	22.04
	Stat. 2/8 Pitch SYM.	9.38	9.23
	Stat. 2/8 Yaw/Lateral SYM.	10.86	10.51
Anti-Symmetric	Wing 1st. Bend. A/S	8.84	9.81
	Tip Launcher Pitch A/S	15.6	15.64
	Wing 2nd Bend. A/S	21.72	23.01
	Stat. 2/8 Pitch A/S	9.37	9.1
	Stat. 2/8 Yaw/Lateral A/S	11.24	11.24
Empenage Modes **	Vertical Tail Bending	N/A	13.51
	Fuselage Lateral + HT A/S	N/A	16.96
	Horizontal Tail Bending SYM	N/A	17.68
	Horizontal Tail Bending A/S.	N/A	18.37

* Mode Identified - Not Measured

** Empenage modes are not shown in GD tests

참고문헌

- 1) MIL-HDBK-1763, Aircraft/Stores Compatibility: System Engineering Data Requirements and Test Procedures, Department of Defense, 1998.
- 2) 변관화,박찬익,전승문,조창민, "시험모달 변수를이용한 플러터 해석 기법 연구", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2003.
- 3) D. J. Ewins, "Modal Testing: Theory and Practice", John Wiley & Sons Inc., 1984.
- 4) LMS CADA-X User manual, Rev.3.3.04 LMS INTERNATIONAL, Interleuvenlaan 68, 3001 Leuven-Belgium.
- 5) LMS CADA-LINK User manual, Rev.3.3.04 LMS INTERNATIONAL, Interleuvenlaan 68, 3001 Leuven-Belgium.
- 6) F-16 No1 Initial Ground Vibration Test, J.C.Elrod, C.T.Bensinger, 16PR422, 1976.
- 7) F-16 No2 Ground Vibration Test, J.C.Elrod, C.T.Bensinger, 16PR718, 1977.
- 8) LDS Shaker V409 Technical Specification,Ling Dynamic Systems ltd, England, 1991.
- 9) Electro-Seis Model 113-HF shaker Instruction manual, APS Dynamics Inc. ,CA USA.
- 10) 조창민,변관화 "XKO-1-05 지상진동시험 결과보고서", 국과연보고서 MADC-401-030154, 2003.
- 11) PCB Product Catalog,Piezo-Electronics, NY USA.
- 12) D.V. Smith, F-16 C/D Block 40 Flutter analysis report, 16PR7752, 1989.
- 13) 전승문, 임재문, "ALQ-X ECM POD비행적합성인증", 한국항공우주학회지(심사중)