

항공기 지상진동 시험

이유홍주*, 조창민*, 주영식*, 김광로*

(Ground Vibration Test of the Aircraft)

(Hong-Joo Yoo, Chang-Min Cho, Young-Sik Joo, Kwang-Ro Kim)

1. 서론

항공기의 플러터 현상을 예방키 위한 개발시의 주요 공학적 임무로는 플러터 해석, 풍동 플러터 시험, 실기체에 대한 지상진동시험 및 비행 플러터 시험이 있다. 이들 업무는 군용 항공기의 경우에는 군사 규격서, 민간 항공기의 경우는 FAR 규정등에 항공기 개발 및 개조 시에는 필히 수행토록 명시되어 있으며, 특히 개발항공기의 인증을 받기 위해서는 초도 비행전까지 필수적으로 완료되어야 하는 업무이다.

이중 항공기 지상진동시험은 개발항공기의 초도 비행전에 실기체를 대상으로 하는 구조 동특성 규명시험으로써 플러터 해석 모델의 정확도를 입증하고 그 해석 모델을 수정하거나 개선시키는데 필요한 구조의 동특성 변수들을 실험적으로 규명하는 시험이다. 이 시험은 개발된 항공기의 초도비행허가를 획득하고 비행속도제한을 설정키 위해서 초도비행 직전에 초도 개발 비행기를 대상으로 필수적으로 수행되어야 하는 필수적 시험이다.

이에 따라 개발된 항공기의 전기체 지상진동시험을 수행하였고, 시험데이터의 모달해석을 하였다. 이 시험을 수행하기 위해 3개의 가진기를 사용하였고, 모두 159개의 지점에서 주파수응답 함수를 얻었다. 최대 48 채널의 데이터 획득시스템을 사용하였으므로, 네번에 걸쳐 측정위치를 옮겨 전체데이터를 획득하였다.

지상진동 시험의 최종해석 결과는 유한요소 모델의 유효성을 검토하는데 사용되었고, 시험 데이터를 이용한 가진응답해석(Forced Response Analysis)를 통하여 비행플러터 시험시에 사용되는 플러터 가진기의 위치선정 및 가진력의 크기를 결정하는데 이용하였다.

* 국방과학연구소 (정회원)

2. 시험기법

2.1 개요

본 내용에서는 개발 항공기의 지상진동시험을 위해 개발, 적용되었던 상세기법 및 시험절차에 대하여 약술하였다.

2.2 시험기법

2.2.1 시험항목 및 조건

개발 항공기에 적용된 지상진동시험의 항목 및 조건은 다음과 같다.

시험 항목	FUEL	HINGE	FCS	EXCITATION
1차 지상진동시험 (GVT_1)	EMPTY	4	FREE	기체 : BRE*, SSE** 조종면/LG : Impact
2차 지상진동시험 (GVT_2)	FULL	4	FREE	"
3차 지상진동시험 (GVT_3)	FULL	4	FIXED	"
4차 지상진동시험 (GVT_2ND)	EMPTY	6	FREE	"

* Burst Random Exci., ** Stepped Sine Exci.

2.2.2 시험 Set-Up

가) 가진위치와 레벨결정

유한요소모델을 이용하여 가진위치 및 가진력의 크기를 선정하였으며, 시험시에는 그의 입증을 위해 선정위치에서 가진을 하여 원하는 모달정보를 줄 수 있는 FRF가 얻어지는지를 가진위치를 옮겨가며 시험적으로 평가

하였다. 양쪽 날개에서의 가진결과는 양호한 반면, 후방 동체 스킨(skid)부분에서의 가진에 의해서는 뚜렷한 pole값을 갖는 FRF를 얻을 수 없었다. 따라서 오른쪽 수평꼬리날개의 아웃보드쪽으로 가진위치를 옮겨 가진 한 결과 확실한 pole값을 갖는 FRF를 얻을수 있었다.

가진위치가 선택된 후 다음으로 해야 할 중요한 사항은 가진레벨의 결정작업으로 만일 너무 낮으면 응답 signal-to-noise가 작게되고, 너무 높으면 그 구조물은 불완전한 체결과 내부구조물 사이의 부딪힘으로 인해 원치않는 소리(rattles, buzzes, pops)가 발생하여 만족스러운 데이터를 얻기 힘들다. 따라서 가장 이상적인 가진레벨은 signal-to-noise 문제를 극복하기에 충분한 정도의 레벨이 적당하며 이러한 가진레벨을 결정하기위해 우선 기체의 체결상태를 점검하였고, 캐노피와 기타 잡음을 발생시킬 수 있는 부분들을 고정시키고 여러 수준의 가진을 가하며 원치않는 소리들이 최소화되고 측정된 FRF가 뚜렷한 pole값을 갖는지를 확인하여 가진레벨을 결정하는 절차를 수행하였다.

나) 경계조건

기체의 탄성모우드에 영향을 주지않는 항공기의 경계조건을 구현하기 위해 유한요소모델의 Normal Mode 해석 결과를 검토하여 Landing Gear Tire의 압력을 낮추는 것이 효과적이고 경제적이 판단됨에 따라 시험시각 타이어의 압력을 15 - 20 psi 까지 점진적으로 낮추면서 강체모우드를 실험적으로 규명하여 항공기의 수직 강체모우드가 약 5 Hz정도까지 되는 경계조건을 만들었다. 이 결과는 개발 항공기의 기본 탄성모우드가 10Hz 이상임을 감안하면 미군사규격서(MIL-A-8870A)의 요구조건을 만족하며, 또한 항공기 지지치구를 설계, 제작하는데 소요되는 시간과 경비를 절감할 수 있는 면에서도 효과적이었다.

조종면들은 미군사규격서에 의거 자유경계조건등을 실기체에 구현시켰다. 자유경계조건은 조종간에 Soft-Spring을 장착하고, 구속경계조건은 조종간에 고정장치를 장착하여 구현시켰다.

다) 가속도계부착

구조물의 응답과 가진력은 가속도와 힘 형태로 증폭기를 통하여 획득되며 Accelerance를 측정하기위해 60개의 가속도계가 내번으로 나누어져 기체상의 159개의 측정점에 부착되었다. Driving Point에 센서는 전체좌 표계에 수직이 되도록 알루미늄블록을 센서밑에 부착하

였고, 나머지 가속도계들은 소프트웨어상에서 Euler각도를 조종함으로써 가속도계 경사를 고려해 주었다.

2.2.3 가진기법

가) 가진형태

가장 널리 사용되는 가진형태로써 Random Excitation이 있고, 이것에는 연속적이고 비반복적인 True Random과 Random 신호가 반복되는 Pseudorandom 그리고 Random 신호에 간격을 주어 가진하는 Burst random신호로 구분된다. True random excitation의 측정은 샘플사이 불연속이 존재하기 때문에 누수현상(Leakage) 존재하여 FRF의 distortion이 발생하기 때문에 Burst random 신호보다 많은 평균을 취해야 하거나 데이터에 윈도우를 적용해야 하기 때문에 비효율적이다. 따라서, 이 시험에서는 기체 구조물이 가진후 응답이 소멸되는 시간을 고려하여 70% Burst random 신호를 사용함으로써 누수로 인한 에러를 감소시켰다.

또한 세개의 가진기로써 70% Burst random 입력으로써 동시에 가진하였는데, 이 방법은 독립적인 Burst random generator을 사용하여 구조물을 가진하게 된다. 따라서 주파수 매트릭스에서

두개 이상의 열(column)이 동시에 측정될 수 있고, 이로써 근접한 두 모우드, 심지어는 같은 주파수를 갖는 대칭, 비대칭모우드를 분리해 낼 수 있기 때문에 하나의 가진기를 사용하여 시험할 경우에 비해 해석결과의 정확성을 향상시켰다. 적용된 다른 가진 형태로는 Stepped Sine Excitation이 있는데 이는 Random Test를 보완, 확인하여 구조의 비선형 특성을 관찰하기 위해 적용되었다. 또한 조종면 및 Landing Gear들은 구조특성상 Impact Excitation이 효율적이므로 이 기법을 적용하였다.

나) 가진치구

기체에 진동을 주기위해서는 기체와 가진기(shaker)를 연결해 주는 치구가 필요한데 연결하는 방법에는 알루미늄블록을 가진위치에 미리 접착제로 붙여 놓고 그 위에 가진력을 전달하는 방법이 그 동안 외국에서 지상 진동시험시 이용되어 왔으나, 여러가지 단점을 갖고 있었다. 첫째 블록을 접착제로 기체에 부착하는 경우 접착력이 약하여 시험중에 떨어질 수 있다. 이 경우 시험을 처음부터 다시 측정해야 하기 때문에 시험시간과 블록을 다시 붙여야 하는 번거로움이 따른다. 둘째 접착

제를 사용함으로써 기체에 손상을 줄 수 있다. 셋째 미리 가진최적 위치를 찾기 어렵기 때문에 블록위치가 잘못되었을 경우에 위치변경이 어렵다. 따라서 이러한 단점을 보완하여 시험을 좀더 용이하게 할 수 있는 치구를 설계함으로써 시험시간을 단축시킬 수 있는 방법을 강구하게 되었다. 그런 필요에서 진공펌프를 이용하여 가진력을 전달하는 치구를 고안 하였다.(그림1) 이것은 새로운 방법이므로 이 방법의 공학적 타당성을 입증할 수 있는 시험이 필요하였다. 이를 위해서 이 방법을 적용한 Force Transducer 교정시험을 수행하였으며(그림 2), 이 결과와 기계적 연결방법에 의한 교정결과를 비교하였다. 비교결과, 양 방법은 민감도에서 1.6%의 오차를 보였다. 이는 측정오차 허용범위 내이므로 이 가진방법의 타당성이 입증되었다.

이에 따라 가진시스템 설치의 유연성을 얻을 수 있고 시험시간 단축할 수 있었다.

다) 시험에 적용

좌측 날개와 우측 날개, 그리고 우측 수평꼬리날개에서 가진하였는데, 가진위치는 굽힘모우드와 비틀림 모우드가 모두 가진되도록 하는 위치로 정하였다. 가진기에서 날개까지의 연결방법에 대한 세부적인 것은 그림 1 에 나타냈다. 날개에 가진시스템을 부착하는 방법은 그림 1 에 보는 바와 같이 제작된 치구에 진공펌프를 연결하여 공기를 뽑아내서 치구가 날개에 부착되도록 하였다.

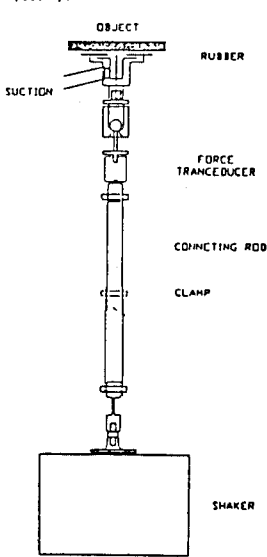


그림 1 진공 가진시스템의 구성도

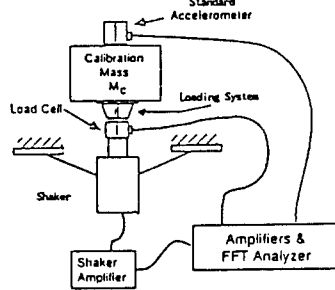


그림 2 Force Transducer 교정시스템 구성

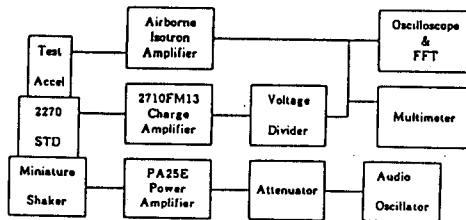


그림 3 가속도계 교정 시스템 구성

2.2.4 가속도계의 교정

지상진동시험시 측정오차를 줄이기 위한 노력의 일환으로 가속도계 교정시스템을 구성하였다. 시험에 사용될 모든 가속도계를 이 시스템을 이용하여 교정한 결과, 가속도계의 민감도가 제작사에서 제시한 값과 현저한 차이를 보이고 있음이 발견되었다. 이에 따라 지상진동시험전에 이 시스템을 이용하여 모든 가속도계를 교정하였으며(그림3), 이 결과를 자료처리시에 적용함으로써 시험결과의 정확도를 높일 수 있었다.

2.2.5 시험 수행

시험은 다음과 같은 순서로 진행되었다.

- a. 모달 모델의 형상자료와 가속도계 민감도 등의 입력, 기타 프로그램 운용 준비
- b. 가진기 설치, 가속도계 부착위치 표시 및 Numbering, 가속도계 부착
- c. 가진레벨 결정
- d. 데이터 획득
- e. 가속도계를 각 부분으로 옮겨서 d를 반복
- f. 동특성변수 규명해석
- g. 다음 형상에 대한 시험

기체를 날개 부분, 동체 부분, 고정 꼬리 부분, 엘리베이터-러더 부분으로 나누어서 각각 최대 48개의 가속도계를 부착하여 한 부분을 시험하고, 가속도계를 옮겨 다음 부분을 시험하였다. 모든 가속도계는 전술하였듯이 교정시스템을 이용하여 교정한후 사용되었다. 가속도계가 붙는 면의 각도는 소프트웨어에서 오일러 각도로서 조정하였다. 가진위치의 가속도계는 Z방향에 평행하도록 알미늄 블록을 밑에 대었다. 날개 끝부위, 뿌리부위등에서는 3축 모두측정하여 한방향만 측정한 지점을 Slave Dofs 로 지정함으로써 다른방향(X, Y방향)의

모우드를 구할 수 있도록 하였다. 이 기법을 응용함으로써 측정점의 수를 많이 낮출 수 있었으며 이에따라 시험시간의 단축효과를 얻을 수 있었다.

측정 시그널은 70%의 Burst Random Signal 을 사용하였고, 주파수 폭은 0 - 64 Hz으로 하였고, 주파수 레졸루션(resolution)은 0.0625 Hz(1024 time sample)로 하였다. 전달함수는 30번의 평균을 취하여 구했다.

3. 결과분석 및 유효성 검토

3.1 결과분석

MDOF(Multi-Degree-of-Freedom) Curve Fit 방법인 복소지수 최소화 알고리즘을 사용하여 동특성 매개변수를 구하였다. 이 복소지수최소자승 알고리즘은 시간영역과 주파수 영역 모두를 사용하여, 우선 FRF의 Inverse Fourier Transform 으로부터 구한 Impulse Function으로 부터 주파수와 댐핑값을 평가하고, Eigenvalues 가 구해진 후 좀더 정확도 있게 FRF 로부터 Residues 혹은 Mode Shape 을 구한다.

그리고 커브 핏팅시에 포함되지 않은 해석 주파수 영역밖의 잔차기여를 보상하기 위해 변수구명시 Residual Mass 와 Flexibility 효과도 고려하였다. 이와 같은 모달 해석을 통하여 16개 정도의 유효한 모드를 추출하였는데, 그림4 은 이들 모드의 형상과 NASTRAN해석 결과에 의한 모우드 형상을 비교제시 하였다.

3.2 모델 유효성 검토

모달 모델의 진동수, 댐핑값, 모달 Participation Factors 의 정확도를 확인하기 위해 다음 기준이 사용되었다.

- Reciprocity
- Mode Participation
- Modal Assurance Criterion
- Mode Complexity

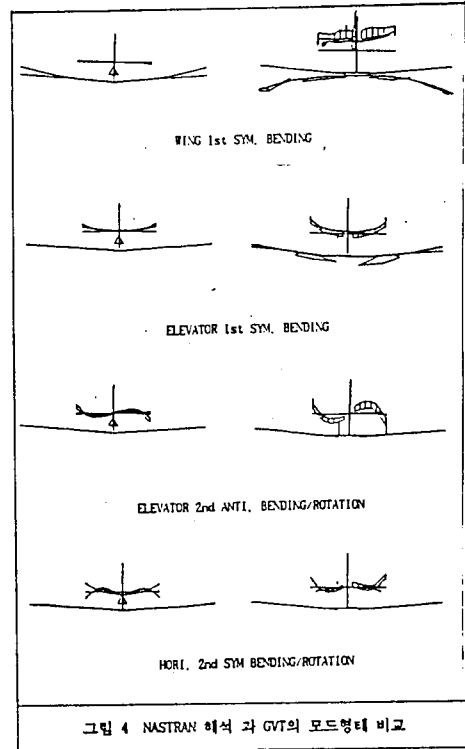
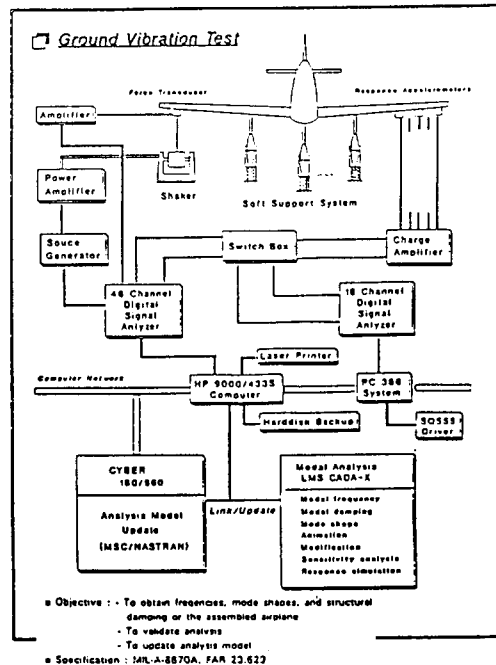


그림 4 NASTRAN 해석 과 GVT의 모드형태 비교



• Objective : - To obtain frequencies, mode shapes, and structural damping of the assembled airplane
 - To validate analysis
 - To update analysis model
 • Specification : MIL-A-8870A, FAR 23.622

그림 5 지상진동시험 시스템 구성도

4. 결론

개발 항공기의 전기체 지상진동시험의 연구 결과를 종합하면 다음과 같다.

1) 미 군사 규격서의 요구조건을 만족시킬 수 있는 항공기 지상진동 시험기법 및 시험절차를 개발, 확립하고 개발된 항공기에 적용함으로써 비행안정성을 입증하였으며 향후 개발 항공기 및 군용항공기에도 적용할 수 있는 기술기반을 마련함.

2) 다입력 다출력 시험을 할 수 있는 계측시스템 및 해석시스템을 구축함으로써 지상진동 시험시간을 단축하고, 해석의 정확도 제고를 통하여 신뢰성있는 해석결과를 얻게 되었다.

3) 하중부가 시스템을 개발하여 적용함으로써 가진위치 선정의 유연성을 증진시키고 시험시간을 단축시킴.

4) 모달모델 유효성 검토를 통하여 가진위치 선정이 적절하였고, 중요한 모드가 잘 가진되어 좋은 MAC값을 얻을 수 있었으며 기체는 선형적이고 Reciprocal 특성이 있음이 판명되었다. 또한 높은 Mode Complexity 값을 갖는 것으로 부터 대부분의 모드가 Real Nomal Mode이었음을 알 수 있었다.

참고문헌

1. MIL-A-8870A (USAF), Airplane Strength and Rigidity : Vibration, Flutter, Divergence, and Other Aeroelastic Instability, May 1971
2. Kehoe, M.W., "Aircraft Ground Vibration Testing at NASA Ames - Dryden Flight Research Facility," NASA TM-88272, July 1987
3. Kehoe, M.W., "Modified U.S. Army U-8F Ground Vibration Test," NASA TM-86741, 1986
4. "Ground/Flight Test Techniques and Correlation", Proceeding of AGARD Conference, AGARD-CP-339, Oct, 1982