

<논 문>

## 항공기 지상 진동 시험 및 동특성 모델의 개선

### The Ground Vibration Test on an Aircraft and FE Model Update

유 홍 주\* · 변 관 화\*\* · 박 금 룡\*\*

Hong-Joo Yoo, Kwan-Hwa Byun and Keum-Young Park

(1998년 4월 14일 접수 : 1998년 6월 26일 심사완료)

**Key Words** : GVT(지상 진동 시험), Multi Input Random Excitation(다 입력 무작위 가진), 응답점, 가진점,  $H_v$ (측정 주파수 응답 함수), Poly - Reference Least Squares Complex Exponential Method(모달 계수, 최소 자승 복소 지수법), Least Squares Frequency Domain Method(최소 자승 주파수 영역법), Reciprocity(상반성), Mode Indicator Functions: MIFs(모드 지시함수), MAC(Modal Assurance Criterion), Mode Participation Factor : MPF(모드 기여인자), Lanczos방법, 강성도 인수

#### ABSTRACT

This paper discusses the techniques, procedures and the results of the ground vibration test(GVT) performed on the developing aircraft and the simple procedure of FE model updating technique from the GVT results. The GVT was carried out using random excitation technique with MIMO(Multi-Input-Multi-Output) data acquisition method, and taking full advantage of poly-reference global parameter estimation technique to identify the vibration modes. In dynamic FE modeling, the aircraft was represented by beam elements and all the dynamic analysis was performed using MSC/NASTRAN for this model. In updating procedure, the stiffness of the beam model was adjusted iteratively so as to get the natural frequencies and mode shapes close to the GVT results.

#### 1. 서 론

항공기 구조물의 동적 거동 예측을 위한 접근 방법은 크게 두 가지로 나누어지는데, 하나는 유한 요소 모델을 이용한 해석적 방법이고, 다른 하나는 실험적 방법 즉, 지상 진동 시험(GVT)이다. 항공기는 운용 중 다양한 동적 환경 하에서 높은 안전성과 신뢰성이 요구되므로 유한 요소 모델을 이용하여 여러 운용 환경 하에서 항공기를 모의하여 동

적 특성을 평가한다. 그러나 유한 요소 모델의 단순화, 가정, 불확실성 등 때문에 유한 요소 해석에 의해 예측된 결과를 실험을 통하여 입증하거나 유한 요소 모델을 개선하여 재해석 할 필요가 있다. 따라서 항공기의 동적 특성 해석에서는 유한 요소 모델을 이용한 해석과 함께 지상 진동 시험을 병행함으로써, 항공기의 실제적인 동적 거동을 확인함과 동시에 유한 요소 모델의 신뢰성을 파악할 수 있다. 만약 유한 요소 해석 결과와 지상 진동 시험에서의 측정 결과가 무시할 수 없을 정도의 큰 차이를 보이면, 유한 요소 모델의 수정을 통해 구조의 실제적인 동적 특성 거동을 표현할 수 있는 해석 모델을 확보해야 한다. 일반적으로 유한 요소

\* 정회원, 국방과학연구소

\*\* 국방과학연구소

해석 결과보다는 실험적 방법에 의한 측정 결과로 구조의 실제적인 동적 특성 거동을 좀더 정확하게 표현할 수 있으므로, 지상 진동 시험 결과를 기준으로 유한 요소 모델 개선을 수행한다.

본 논문에는 항공기 지상 진동 시험 방법과 그 결과를 이용하여 유한 요소 모델을 개선하는 기법에 대해 기술하였다. 지상 진동 시험 시 전 기체를 가진하기 위해 4개의 가진기를 사용하였으며, 다 입력 무작위 가진(multi input random excitation) 방법을 적용하였다. 0~80 Hz 주파수 대역에서 연료 탱크 상태의 경우 536개의 주파수 응답 함수를 구하였으며, 연료를 가득 채운 상태에서는 520개의 주파수 응답 함수를 얻을 수 있었다. 이 주파수 응답 함수로부터 고유 진동수와 고유 진동 모드를 구하였고, 몇 가지 검증 과정을 통하여 정확도를 확인하였다.

유한 요소 법에 의한 동특성 해석은 MSC/NASTRAN을 이용하여 물리적 의미가 있는 10~50 Hz의 주파수 대역에서 이루어졌고, 항공기의 주요 구조를 보 요소로 가정하였다. 해석을 통해 구해진 고유 진동수와 고유 진동 모드는 지상 진동 시험 결과와 비교하여, 두 결과가 유사해질 때까지 해석 모델의 보 요소 강성도를 조절하여 개선을 수행하였다. 이와 같은 해석 모델의 개선 과정을 통하여 최종적으로 얻어진 구조 동적 특성 모델은 항공기의 동적 특성 거동의 예측은 물론, 항공기의 중량 등 모달 매개변수 변화에 따른 동적 특성 효과 예측, 제어 성능 향상을 위한 모델 획득, 공탄성 안정성(플러터, 구조의 탄성에 의한 하중 재분배, 돌풍 영향 고려 등) 해석 등에 이용한다<sup>(1)</sup>.

## 2. 본 론

### 2.1 지상 진동 시험(Ground Vibration Test)

지상 진동 시험은 항공기의 동적 특성을 실험적으로 규명하기 위한 시험으로 시험에 들어가기 앞서 전 기체 구조물에 대한 상반성(reciprocity)과 선형성(linearity), 가진점(driving point)에서의 주파수 응답 함수를 측정함으로써, 시험의 정확도 기할 수 있게 하였다. 데이터 획득을 위해 48채널 장비를 사용했고, 전 기체를 4개의 그룹(주익, 동체, 방향타/수평미익, 보조익/승강타)으로 나누어 시험하였다. 모달 계수 추출법은 고유 진동수와 감쇠 계수를 얻기 위해 시간 영역에서 다 기준 최소자승 복소지수법(poly-reference least squares

complex exponential method)이 적용되었다. 모드형태는 주파수 영역에서 최소자승법(least squares method)으로 구하였다. 조종면은 마찰과 유격(free-play)을 가지고 있어서 무작위 가진만으로는 정확한 결과를 얻을 수 없다. 따라서 무작위 가진에 의한 주파수 응답 함수를 검토하여 조종면의 회전 진동수 범위를 구한 후, 정현파로 가진하여 조종면의 회전 진동수를 구하였다.

#### (1) 시험 항공기 계측 형상

항공기를 Fig. 1에서 보이는 위치와 같이 주익의 양끝단, 수직미익, 수평미익에서 4개의 가진기로 가진하였다. 가진기는 LDS의 모델 V409 (최대 출력은 44 lbf)를 사용하였다. 가진기의 방향을 Fig. 2와 Fig. 3과 같이 주익 끝단과 수평미익에서 수직면에 대해 각각 30도씩 기울여 가진함으로써 날개가 WL(Z)축에 대해 회전하는 진동 모드를 찾아 낼 수 있게 하였으며, 각각의 가진기 설치 시 가진하고자 하는 방향으로만 가진력이 전달될 수 있도록 굽힘과 전단 강성도는 매우 작고 축 방향 강성은 매우 높은 치구를 제작하여 시험에 사용하였다.

시험 조건은 연료가 만재된 상태와 연료가 없는 두 개의 시험 조건을 선택하였으며, 조종사의 중량을 모의하기 위해 조종사 무게에 해당하는 모래주머니를 조종석에 설치하였다. 또한 시험 항공기의

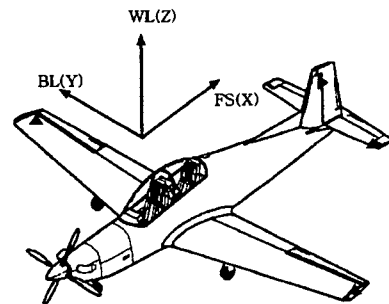


Fig. 1 Location of exciter & sign convention



Fig. 2 Wing tip shaker location

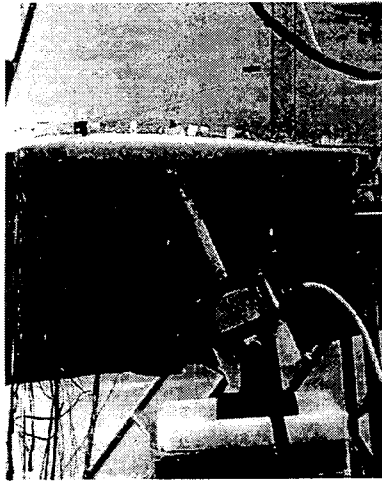


Fig. 3 Horizontal stabilizer shaker location

실제 비행 조건(free-free condition)에 가깝게 하기 위하여 타이어의 공기압을 항공기 운용시의 30%로 낮추었다. 이는 항공기가 실제 비행하고 있는 상태를 모의한 것으로서 항공기의 강체 모드가 탄성 모드에 영향을 주지 않는 경계 조건을 구현하기 위함이다.

(2) Instrumentation

시험에 앞서 항공기의 3차원 모델을 시험 분석 소프트웨어(LMS CADA-X)에 구현하였다. 이 모델은 항공기의 진동 모드형상을 보여줄 수 있으며 각 응답점을 서로 연결하여 구성된다. 각 응답점에는 가속도계가 부착되는데 3차원 운동을 구현하기 위해 몇 개의 응답점에서 3축 모두의 응답을 측정 한 후 그 사이의 응답점을 3축 응답점에 종속되게 하였다. Fig. 4에 응답점의 위치와 3차원 모델을 보 였다.

각각의 가속도계를 응답점에 정의함으로써 시험 전에 수행하는 응답점 점검 시 걸릴 수 있는 불필요한 시간을 줄였으며, 각 가속도계 사이의 민감도(sensitivity)차이를 미리 보정 할 수 있게 하였다. 또한 모든 시험 장비(데이터 획득 장비의 채널, 각

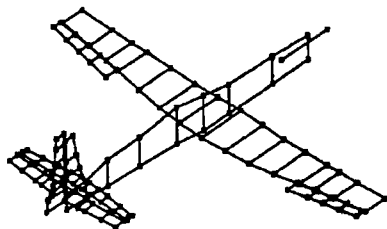


Fig. 4 3D model and location of response points

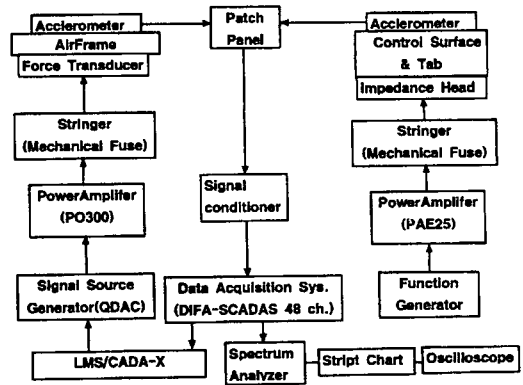


Fig. 5 Instrumentation layout

센서 증폭기의 채널)의 연결 계획을 수립하였다. 각 시험 장비의 연결도는 Fig. 5에서 볼 수 있다.

신호 발생기로부터 발생하는 신호는 가진 신호 증폭기에서 증폭되어 가진기를 구동하게 되고 각 가진기에서 나오는 동하중은 항공기의 각 부위에 전달된다. 항공기의 동적 거동은 각 가속도계의 응답 신호를 통해 파악할 수 있는데, 각 가속도계에서 발생하는 미약한 전기 신호는 각각의 증폭기를 통과하여 데이터 획득(data acquisition)장비인 48 채널 SCADASII로 입력된다. SCADASII에 입력된 데이터들은 aliasing문제를 해결하기 위해 저역(low-pass)필터를 통과하며 아날로그 입력 신호를 디지털 포맷화하는 ADC 부분을 거쳐 컴퓨터가 인지할 수 있게 된다. 전체적인 시험의 통제 및 데이터 처리는 LMS CADA-X소프트웨어<sup>(2)</sup>를 이용하였다.

(3) 지상 진동 시험 절차

가. 시험 전 점검 (pre-test verification)

양호한 측정 결과를 얻기 위하여 올바른 가진점과 가진력을 결정해야 한다. 그러기 위해서는 실제 시험에 들어가기 전에 모든 시험 장비의 이득값을 조정해 주고, 응답점들의 신호가 제대로 들어오고 있는지 검사하는 등, 시험전 검증(pre-test verification) 단계를 거쳐야 한다.

항공기의 모달 변수를 정확히 예측하기 위해서 측정된 응답 신호와 가진 신호로부터 정확한 주파수 응답 함수를 얻는 것이 선행되어야 한다. 정확한 주파수 응답 함수가 계산되는가 검증하는 단계로 첫째, 가진점에서의 응답 신호와 가진 신호의 주파수 응답 함수를 측정하여 허수 부가 모두 같은 방향인가 확인하였다. Fig. 6은 주의 끝 가진점의 주파수 응답 함수이다.

둘째, 상반성(reciprocity)을 검사하였는데 상반

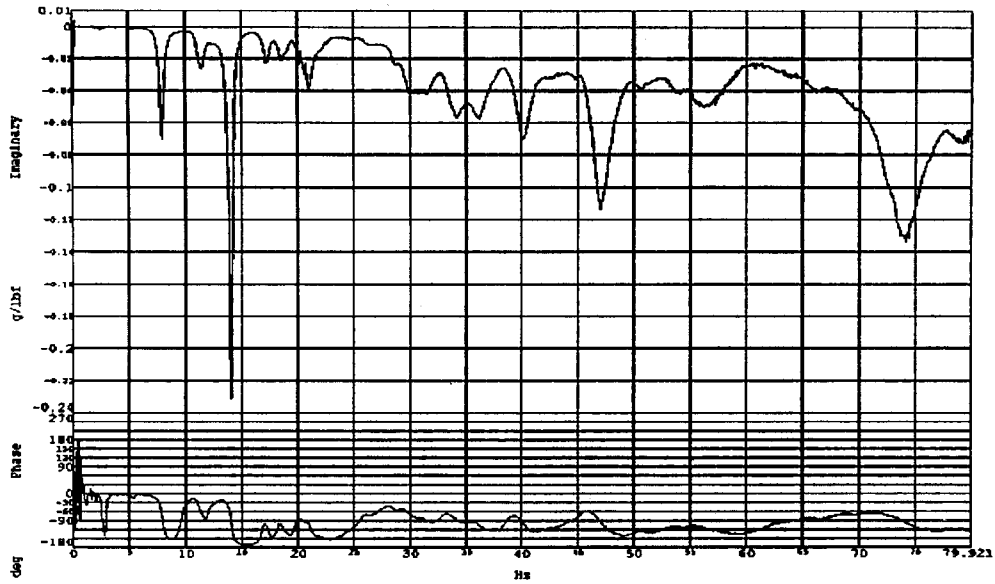


Fig. 6 Driving Point check

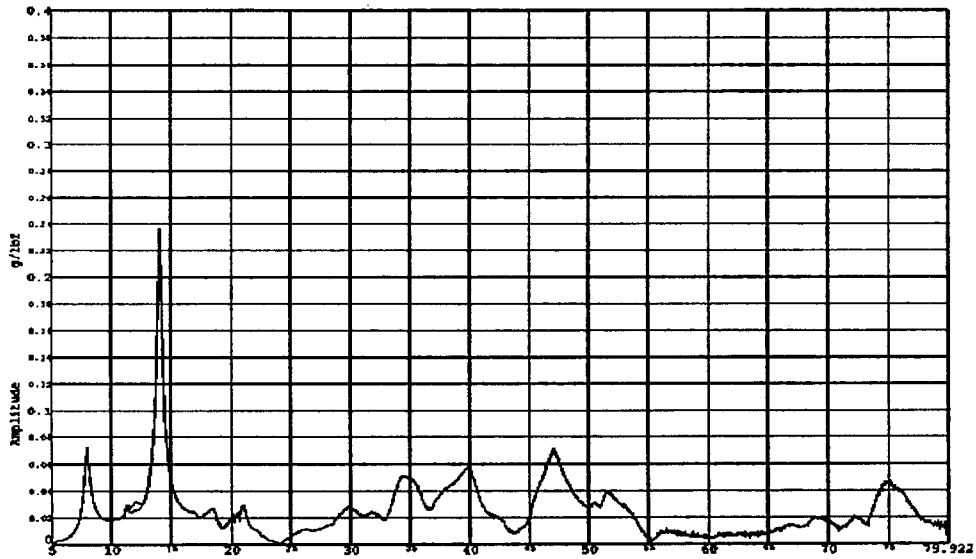


Fig. 7 Reciprocity between both wing tip

성은 모달 해석 이론의 기본 가정인 선형성을 검사하기 위한 수단이다. Fig. 7은 주의 양쪽 끝 가진점에서 두 개의 주파수 응답 함수이다. 이 그림은 두 개의 주파수 응답 함수가 전 측정 주파수 대역에서 일치하고 있음을 보여주고 있다. 그러므로 시험 항공기는 상반성을 만족하고 있음을 알 수 있다.

나. 측정 (measurement)

본 시험에서는 데이터 획득 장비의 제한(48채널) 때문에 전 기체를 4개의 측정 그룹(날개, 동체, 보조익/승강타, 수평미익/방향타)으로 나누어

한 조건에 대하여 4번의 시험을 수행하였다. 다점 무작위 가진 방법은 1980년대 이후 진동 시험에 널리 사용되어지고 있는데<sup>(3)</sup> 4개의 가진기를 서로 연관되지 않게 가진 신호들을 입력하였으며, 주어진 샘플링 주기 안의 가진에 의한 응답 신호가 거의 감쇠 되도록 80% burst random 신호로 주요 구조 탄성 모드를 가진하였다. Fig. 8에 각 가진점에서의 가진 신호의 시간 영역 자료를 보였다. 그림에서 볼 수 있듯이 샘플링 주기 안에 신호가 모두 감쇠 됨을 알 수 있다. 주요 구조 탄성 모드는 10

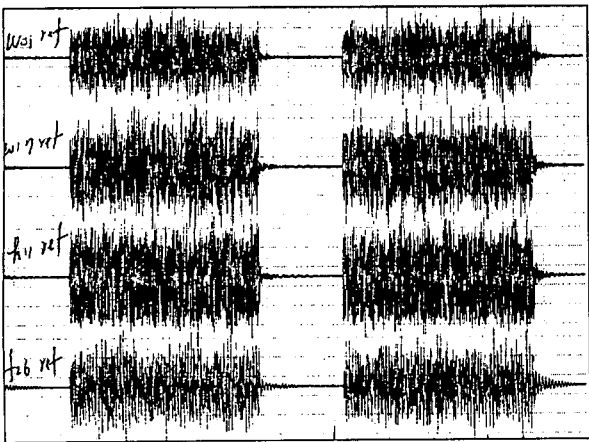


Fig. 8 Burst random input signal

~ 50 Hz 사이에 존재하기 때문에 0 ~ 80 Hz 주파수 영역을 0.078 Hz (1024개의 스펙트라 라인)으로 나누어 데이터를 샘플링 하였다.

주파수 응답 함수는 Hv 추출 방법을 이용하여 계산하였는데, 이 방법은 비교적 많은 계산 시간이 필요하지만 입/출력 신호의 잡음을 최소화할 수 있는 최적의 주파수 응답 함수 계산 방법이다. 측정 오차를 최소화하기 위하여 40번 반복 측정을 통한 평균으로써 최종적인 주파수 응답 함수를 구하였다.

(4) 결과 분석 및 검증

가. 모달 계수 추출 절차

모달 계수를 추출하기 위해서 모든 응답점과 가진점에서 얻은 주파수 응답 함수가 필요한 것은 아니지만, 정확한 결과를 얻기 위해서 모든 주파수 응답 함수가 고려되었다. 3축의 모든 응답점을 측정하지 않았으므로 측정하지 않은 나머지 자유도를 분석 과정에 포함하기 위해 구속 조건(constraint)개념이 필요한데 이것은 측정된 자유도를 주 자유도(master D.O.F)로 측정되지 않은 자유도를 종속 자유도(slave D.O.F)로 정의하여 종속 자유도의 운동이 주 자유도의 운동과 선형 종속관계를 갖게 함으로써 측정되지 않은 자유도의 운동을 표현하는 것을 말한다.

측정된 주파수 응답 함수로부터 고유 진동수, 감쇠 계수, 모드 기여 인자, 모드 형태를 규명하는 방법에는 여러 가지가 있으며<sup>(2)</sup>, 본 시험에서 사용된 규명 방법은 두 단계로 구성된다. 우선 최소 자승 복소 지수 시간 영역법을 이용하여 고유 진동수와 감쇠 계수가 계산되고 최소 자승 주파수 영역법으로 모드 형태가 계산된다. 최소 자승 복소 지수법

은 측정된 주파수 응답 함수를 역푸리에 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 계산한다. 이용할 수 있는 모든 데이터가 동시에 해석되기 때문에 고유 진동수와 감쇠 계수의 전체적인 계산을 할 수 있었으며, 계산된 감쇠 계수와 고유 진동수를 이용하여 주파수 영역에서 모드 형태를 계산하였다.

나. 오차 최소화 기법

주파수 응답 함수로부터 모달 계수를 측정하는 과정에서 발생할 수 있는 오차를 최소화하기 위하여 다음과 같은 몇 가지 기법을 도입하였다. 모든 주파수 응답 함수의 진폭을 더한 총합 주파수 응답 함수(summed FRFs)는 센서들의 질량 효과에 의한 공진 점의 이동을 보정하고, 측정 중 잃어버린 모드를 찾을 수 있다..

항공기와 같이 기하학적 대칭축을 가진 구조는 항상 중근 즉, 하나의 주파수에 나타나는 두 개 이상의 진동모드가 존재한다. 이러한 중근을 찾기 위해 도입한 모드 지시 함수(mode indicator functions: MIFs)는 구조의 고유 진동수에서 국부 최소를 나타내는 주파수 영역 함수로서 다 입력 다 출력 방법으로 측정된 데이터로부터 고유 진동 모드를 구하는데 사용되며<sup>(4)</sup>, 주파수 응답 함수로부터 진동 모드를 규명하는데 걸리는 시간과 오차를 줄일 수 있다. 모드 지시 함수의 특성은, 사용한 가진기 수와 얻어진 데이터로 구한 모드 지시 함수의 수가 일치하며 구조물의 각각의 고유 진동수에서 첫 번째 모드 지시 함수는 국부 최소를 나타낸다. 또한 두 번째 모드 지시 함수는 중근일 경우 국부 최소를 보이며 그 이상의 모드 지시 함수는 중근의 다중성(multiplicity)을 나타낸다. 따라서 모드 지시 함수로부터 모드들의 다중성을 유추할 수 있다<sup>(4)</sup>. Fig. 9는 연료가 없는 상태에서 얻은 총합 주파수 응답 함수와 모드 지시 함수이다.

다. 모달 모델의 검증

모달 계수 추출 과정을 거쳐 모달 계수가 구해지면 모달 모델을 구축할 수 있다. 이 모달 모델은 유한 요소 모델을 개선하는데 사용되어지며, 항공기의 동적 특성을 이해하는 기초 자료가 된다. 구해진 모달 모델의 특성은 지상 진동 시험이 얼마나 주의 깊게 수행되었느냐에 따라 달라진다. 주의 깊은 시험이 잘 수행되었다 하더라도, 모달 계수 추출 과정에서 구해진 모드의 수 및 추출 기법에 좌

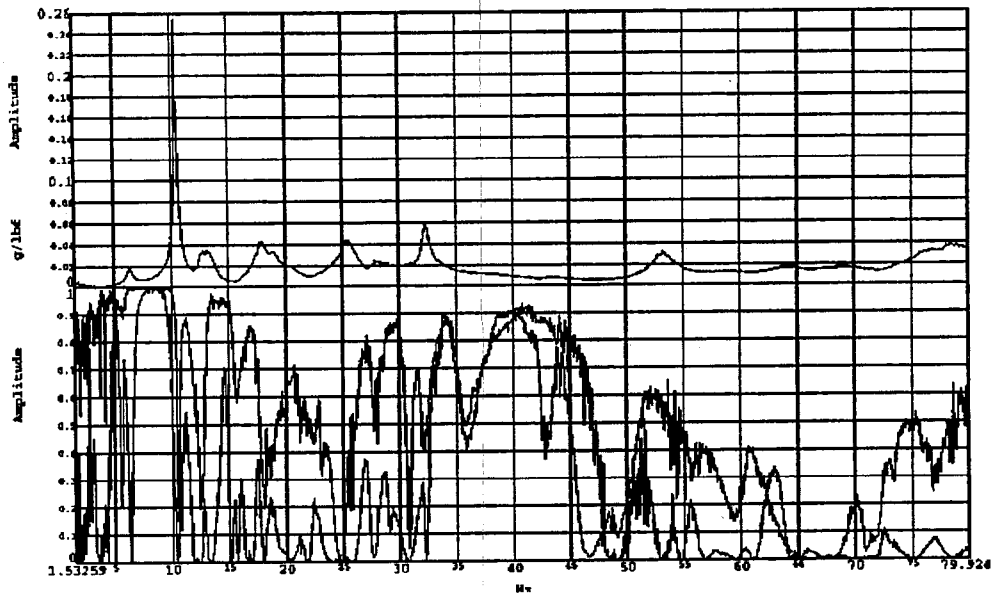


Fig. 9 Summed FRF & MIFs

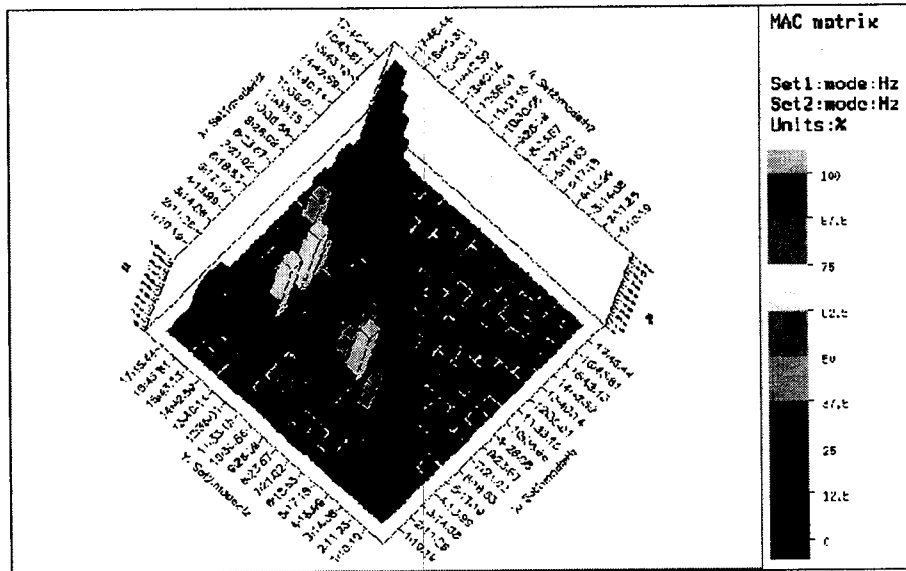


Fig. 10 MAC Value(%)

우되기 때문에 몇 가지 검증 과정을 통해 모달 모델의 서로 다른 모드 사이의 정량적인 정보를 얻었다. 모달 모델의 정확도는 다음 몇 가지 기준에 의해 검증되었다.

(i) Modal Assurance Criterion

MAC(Modal Assurance Criterion)은 두 모드 형상 사이의 기하학적 연관관계를 평가한다. 두 모드 사이에 선형 종속관계가 성립하면 MAC값은 1에 근접한 값을 가지며 서로 독립이면 직교성이 성립하므로 0에 가까운 매우 작은 값을 갖는다. 모든

모드형상이 서로 연관되어 있지 않으면(구해진 모드형상이 모두 고유 진동모드 형상인 경우) 거의 대각 행렬을 나타낸다. 모달해석의 기본 이론에 의하면 모드형상은 질량 행렬과 직교성을 가져야 한다. 그러나 이 질량 행렬은 시험을 통해 얻어질 수 없으므로, MAC값이 모드형상 사이의 직교성을 판단하는 가장 좋은 기준이다. Fig. 10는 규명된 모드들의 MAC값을 보여 주고 있다.

이 그림으로부터 몇몇의 모드가 고유 모드가 아님을 판별해 낼 수 있다. 예를 들어 첫 번째와 두

번째 모드는 선형 종속관계를 가져 첫 번째 모드는 두 번째 모드의 선형 조합으로 나타내어질 수 있다. 그러므로 첫 번째 모드는 고유진동 모드가 아니며, 이는 모달 계수 추출 과정에서 발생한 오류일 가능성도 있고, 시험 상 오차일 수도 있다.

(ii) 모드 기여인자 (Mode Participation Factor:MPF) 각 모드에 대한 가진기의 영향을 결정하기 위하여 모드 기여 인자가 도입되었다. 모드 기여 인자는 각 모드를 구성하는 Residue의 합으로 정의되며, 각각의 모드에 있어 분석 주파수대역 안에서 4개의 가진점에 대한 서로 다른 모드의 상대적 중요성이 모드 기여 인자에 의해 평가되었다. 어느 한 모드에 대해 가장 큰 값을 갖는 가진점이 그 모드를 가진 것이 가장 좋은 곳이 되며, 그 모드는 각 가진기가 설치된 구조와 관련한 모드가 된다.

(iii) 모달모델의 상반성(Reciprocity) 상반성을 가진 구조물의 경우 모드 기여 인자는 각각의 입력에 대응하는 모드 형상 계수(mode shape coefficients)에 비례한다. 상반성이 존재한다면, 모달모델로 합성한 주파수 응답 함수는 측정된 주파수 응답 함수와 일치해야 한다. 상반성이 만족되지 않는 경우는 종속자유도가 정확하게 구속되지 못했을 때 발생한다. 모델의 검증을 위하여 주파수 응답 함수를 합성하였다. 합성 주파수 응답 함수는 모달모델을 이용하여 다시 주파수 응답 함수를 합성함으로써 측정된 주파수 응답 함수와 합성된 주파수 응답 함수를 비교할 수 있다.

(5) 분석 결과

연료가 없는 시험 조건에 대하여 134응답 자유도(D.O.F), 그리고 연료가 만재된 조건에 대하여 130응답 자유도가 분석되었다. 분석 주파수 대역은 5~50 Hz이며, 분석 시 고 주파수 대역의 잉여향(upper residual)만 고려하고 저 주파수 대역의 잉여향(lower residual)은 직류 잡음(DC noise)때문에 의미가 없으므로 고려하지 않았다. Table 1 ~ 4는 시험 분석 결과의 일부분이며, 연료 중량에 의해서 진동수가 이동됨을 알 수 있었다. Fig. 11 ~ 14에 몇몇 대표적인 모드 형상을 보였다.

2.2 해석 모델의 개선

항공기의 플러터 해석은 동특성 해석에 이용된 구조 모델에 공기력 모델을 포함하여 수행되므로, 구조의 실제적인 동적 특성 거동을 표현할 수 있는 해석 모델의 확보가 요구된다<sup>(5)</sup>. 이를 위해 지상 진동 시험 결과를 기준으로 동특성 해석 모델의 개선이 이루어지며, 지상 진동 시험 결과에 근접한

Table 1 Some results of symmetric mode shapes (Empty fuel condition)

순번	진동 모드 형상	관련 진동 모드
1	주익 첫 번째 대칭 굽힘 모드	동체 가로 방향 굽힘 모드
2	수평미익 대칭 굽힘모드	
3	동체 세로 방향 굽힘 모드	수평미익 굽힘 모드
4	승강타 회전 모드	수평미익 굽힘 모드
5	주익 두 번째 대칭 굽힘 모드	

Table 2 Some results of asymmetric mode shapes (Empty fuel condition)

순번	진동 모드 형상	관련 진동 모드
1	미익부 회전 모드	
2	수직미익 굽힘모드	
3	주익 비대칭 굽힘 모드	
4	승강타 비틀림 모드	
5	수직미익 굽힘모드	방향타 회전 모드

Table 3 Some results of symmetric mode shapes (Full fuel condition)

순번	진동 모드 형상	관련 진동 모드
1	주익 첫 번째 대칭 굽힘 모드	동체 세로 방향 굽힘 모드
2	수평미익 대칭 굽힘모드	
3	동체 세로 방향 굽힘 모드	수평미익 굽힘 모드
4	승강타 회전 모드	수평미익 굽힘 모드
5	주익 두 번째 대칭 굽힘 모드	

Table 4 Some results of asymmetric mode shapes (Full fuel condition)

순번	진동 모드 형상	관련 진동 모드
1	미익부 회전 모드	
2	수직미익 굽힘모드	
3	주익 비대칭 굽힘 모드	수평미익 평면 회전 모드
4	승강타 비틀림 모드	
5	수직미익 굽힘모드	방향타 회전 모드

고유 진동수와 고유 모드를 가지는 해석 모델의 구현은 뒤이어 수행될 플러터 해석 결과의 신뢰성과 직결된다<sup>(6)</sup>.

동특성 해석 모델링에서는 항공기 기체를 보 요소로 모델링하였으며, 각 보 요소의 단면 계수들은 전 기체 상세 유한 요소 모델의 정적 해석으로부터

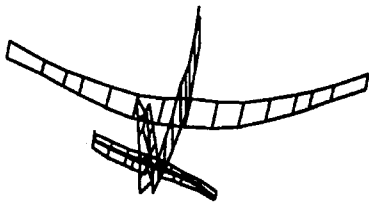


Fig. 11 Wing 1st symm. bending mode

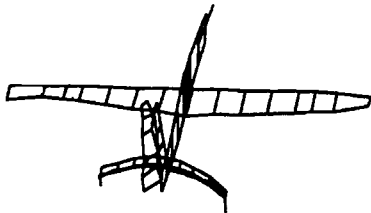


Fig. 12 Horizontal stabilizer symm. bending mode

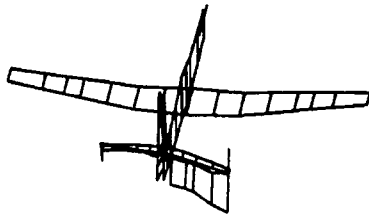


Fig. 13 Elevator twist mode

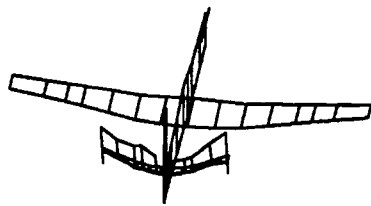


Fig. 14 Elevator rotational mode

유도하였다. 동특성 해석 모델의 강성도를 조절함으로써 동특성 해석 결과를 지상 진동 시험의 고유진동수와 고유 진동 모드에 근사시키는 방법으로 유한 요소 모델을 개선하였다.

(1) 유한 요소 모델링

플러터 해석에서 현재 널리 사용되는 구조 모델링 기법은 항공기의 구조를 단순 보로 가정하는 것

이다. 이 기법이 너무 과도하게 단순화된 것처럼 보여질 수 있으나, 결과적으로는 실용적이면서도 타당한 결과를 보여주고 있다. 본 해석에서도 같은 가정을 이용하여, 항공기 주요 구조를 단순 보로 모델링하였다.

각각의 보 요소에 적용된 단면 계수들은 응력 해석에 이용된 전기체 상세 유한 요소 모델로부터 구한 다음, 보의 처짐 공식을 통해 계산되었다. 계산된 단면 계수들은 각각의 보 요소에 적용되어 항공기 전체에 대한 동적 특성 해석 모델이 완성되었다. 보 요소로 구성된 동특성 해석 모델의 신뢰성 검증을 위해, 일차적으로 동특성 해석 모델과 전기체 상세 유한 요소 모델의 정적 거동을 비교해 보았다. 정적 거동 검증에서는 항공기 각 부분(날개, 동체, 조종면 등)의 모델을 분리한 다음 부분 모델의 특정 단면을 선택하여 고정시키고 각 부분 모델의 끝단에 단위 하중을 주어 모델 각각의 처짐 곡선을 구하였다. 보 모델의 처짐 곡선을 전기체 상세 유한 요소 모델의 처짐 곡선에 일치시키는 방향으로 보 요소의 단면 계수들을 수정, 보완하였다. 항공기 날개에 대한 보 모델의 처짐 곡선을 상세 유한 요소 모델의 처짐 곡선과 비교한 예를 Fig. 15에 보였다. 보 요소의 단면 계수 수정 후, 정적 거동이 거의 일치함을 확인할 수 있다.

항공기를 개발할 때, 가능한 모든 물성치를 계산 후, 실제값과 비교하기 위해 측정 과정을 거쳐야 한다. 그러나, 특정 단면과 단면 사이의 질량과 관성 모멘트는 그 부분을 절단하지 않으면 측정이 불가능하다. 본 구조 동적 특성 해석에서는 계산된 질량과 관성 모멘트 분포가 실제값과 큰 차이가 없다는 가정 하에 계산값들을 구조 모델링에 적용하였으며, 구조 감쇠 효과는 고려하지 않았다.

본 해석에서는 항공기의 유한 요소 모델링을 위

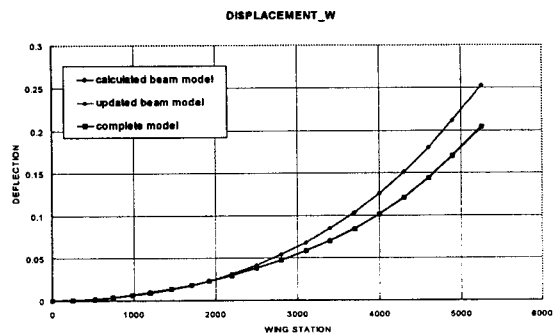


Fig. 15 Comparison of deflection between complete model and dynamic beam model



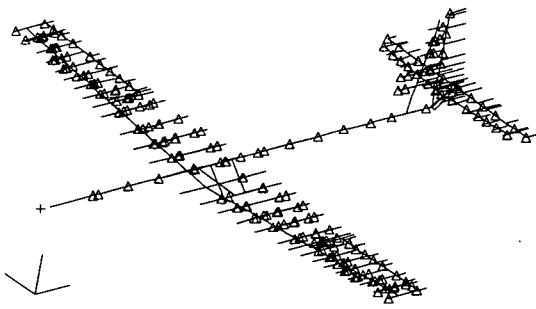


Fig. 16 Beam model of Aircraft

해 420개의 보 요소를 사용하였으며, 자중과 관성 모멘트 분포를 위해 166개의 강체 요소를 이용하였다. 동특성 해석 모델은 Fig. 16과 같이 각각 6개의 자유도를 가지는 총 903개의 점으로 표현되었다.

(2) 동특성 해석

유한 요소 보 모델의 동특성 해석은 MSC/ NASTRAN 프로그램을 이용하여, 실제 물리적 의미를 가지는 10 ~ 50Hz의 주파수 대역에서 이루어졌다. 고유치 추출을 위해 Lanczos 방법을 선택하였고, 실제 비행 조건을 만족시키기 위해 자유 경계 조건을 적용하였다. 본 해석에는 연료의 자중은 고려하지 않았다. Fig. 17은 해석에 의한 날개의 첫 번째 굽힘 모드를 보여주고 있으며, 지상 진동 시험 결과(14.09 Hz)와 비교해 다소 높은 고유 진동수(15.25 Hz)가 계산되었다.

(3) 동특성 해석 모델 개선 과정

동특성 해석 모델에서 항공기를 단순 보로 가정하고 보의 강성도를 조절하는 방법으로 해석 모델의 개선을 수행하였다. NASTRAN을 이용한 구조

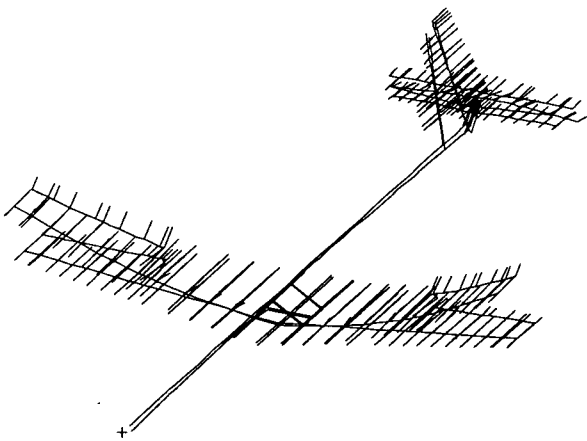


Fig. 17 Wing 1st symm. bending mode of beam model

동적 특성 해석 결과를 지상 진동 시험에서 얻어진 고유 진동수와 고유 모드들과 비교하면서, 보 요소의 강성도를 수정, 보완하였다. 이 방법은 구조 전반에 걸친 변화를 주지 않고도 원하는 고유 진동수와 고유 모드를 얻을 수 있어 편리하다. 아래에서는 해석 모델 개선 과정을 날개의 첫 번째 굽힘 모드를 예로 들어 설명하였다.

보 모델에 대한 동적성 해석에서 주의의 첫 번째 굽힘 모드의 고유 진동수가 지상 진동 시험 결과에 비해 다소 높게 계산되었으며, 더 높은 주파수 대역에서의 날개 굽힘 모드들도 지상 진동 시험에 의한 결과와 비교해 고유 진동수 값이 조금 높게 나타났다. 이 경우 해석 모델의 날개 굽힘 강성도가 실제값보다 높게 가정되어 해석이 이루어졌음을 알 수 있다. 따라서 어느 정도 강성도를 낮추는 방향으로 모델의 개선이 이루어져야 한다. 앞에서 항공기 동적 특성 해석 모델의 질량 분포 및 관성 모멘트 분포는 실제 구조와 동일하다고 가정하였으므로, 해석 모델의 강성도와 지상 진동 시험을 통해 얻어진 실제 항공기의 강성도 비는 고유 진동수 비의 제곱과 같게 된다. 이 관계를 이용하여 해석 모델의 강성도 변화에 사용될 강성도 인수를 구하면 아래와 같다.

$$\left[ \frac{\text{해석결과}}{\text{진동시험결과}} \right]_{\text{고유진동수}} = 0.92$$

$$\text{강성도 인수} : (0.92)^2 = 0.85$$

구해진 강성도 인수를 해석 모델의 날개 부분 강성도에 곱하여 유한 요소 모델의 개선을 수행한 다음, 동특성 해석을 통해 개선된 고유진동수와 고유 모드를 구해 본다. 수정된 강성도를 이용해 얻어진 고유 진동수와 고유 모드는 다시 지상 진동 시험 결과와 비교하여 근접한 해석 결과를 주었는지 확인하고, 두 결과가 만족스러운 만큼 유사해 질 때까지 위와 같은 방법을 반복 수행한다.

앞에서 언급한 동특성 해석 모델 개선 과정에서 특히 유의할 점을 정리해 보면 아래와 같다.

(i) 해석에 의한 고유 진동수와 고유 모드들이 지상 진동 시험 결과와 유사한가?

그렇지 않다면, 지상 진동 시험의 고유 진동수와 고유 모드를 기준으로 해석 모델의 강성도를 조절하면서 유한 요소 모델의 개선을 수행한다.

(ii) 지상 진동 시험에서 얻어진 모든 고유 진동수와 고유 모드들이 개선된 모델을 이용한 해석 결과에 포함되어 있는가?

**Table 5** Comparison of FE analysis and GVT results(Empty Fuel Condition)

순번	진동 모드 형상	고유진동해석 결과(Hz)		지상 진동 시험결과 (Hz)
		모델 개선전	모델 개선후	
1	미익부 회전 모드	-	10.76	11.35
2	주익 첫 번째 대칭 굽힘 모드	15.25	13.59	14.09
3	수평미익 대칭 굽힘 모드	17.73	17.18	17.29
4	주익 두 번째 대칭 굽힘 모드	47.78	40.03	40.11

**Table 6** Comparison of FE analysis and GVT results(Full Fuel condition)

순번	진동 모드 형상	고유진동해석 결과(Hz)		지상진동 시험결과 (Hz)
		모델 개선전	모델 개선후	
1	미익부 회전 모드	-	10.02	11.32
2	주익 첫 번째 대칭 굽힘 모드	-	9.45	10.75
3	동체 가로 방향 굽힘 모드	-	12.47	13.82
4	주익 두 번째 대칭 굽힘 모드	-	40.03	40.11

일반적으로 동특성 해석을 수행하면 지상 진동 시험에서 나타난 모든 모드들이 계산되지만, 강성도의 불연속적인 연결 등에 의해 국부적으로 나타나는 모드는 계산되지 않을 수도 있다. 이 경우, 국부 모드가 나타나도록 부분적으로 강성도를 조정하여 유한 요소 모델의 개선을 다시 수행한다.

(iii) 해석 결과에 나타나는 고유 진동수와 고유 모드의 순서가 지상 진동 시험 결과와 일치하는가? 만약 해석 결과의 고유 진동수와 고유 모드의 순서가 지상 진동 시험 결과와 다르게 나타나면, 이 해석은 항공기의 공탄성 특성을 완전히 변화시킬 가능성도 있으므로 주의를 요한다.

지금까지의 동적 특성 해석 모델 개선 과정을 통하여 날개 굽힘 모드에 대해 지상 진동 시험의 고유 진동수에 근접한 결과를 얻을 수 있었으며, 같은 방법으로 동체 및 수평미익과 각 조종면에 대한 동적 특성 해석 모델 개선도 수행하여 Table 5 및 6과 같은 결과를 얻었다.

### 3. 결 론

본 논문에서는 항공기 기체의 동특성을 실험적으로 규명하기 위해 수행한 지상 진동 시험의 시험 방법, instrumentation, 모달 계수 추출 방법 및 검증 방법과 지상 진동 시험 결과를 이용하여 동특성 해석 모델을 개선하는 방법에 대하여 기술하였다. 지상 진동 시험 결과 항공기 연료가 만재된 상태와 연료가 없는 조건에 대하여 각각 11개와 13개의 고유 진동 모드를 얻었고, 이 결과로 동특성 유한 요소 모델을 검증하였다. 보 요소로 구성된 동적 특성 해석 모델의 강성도를 수정, 보완하는 방법으로 지상 진동 시험 결과에 근접한 고유 진동수와 고유 모드를 가지는 개선된 동특성 해석 모델을 얻을 수 있었다.

지상 진동 시험과 해석 모델의 개선 과정을 통하여 최종적으로 얻어진 동특성 모델은 항공기의 동적 거동의 예측은 물론, 항공기의 중량 등 모달 매개변수 변화에 따른 동특성 효과 예측, 플러터 해석 등에 이용할 수 있다.

### 참 고 문 헌

- (1) J. E. Mottershead and M. I. Friswell, 1993, "Model Updating in Structural Dynamics: a Survey", Journal of Sound and Vibration, Vol. 167.
- (2) CADA-X User manual, 1996, LMS INTERNATIONAL, Rev. 3.3.04 .
- (3) David L. Hunt, 1984, "A Comparison of Methods for Aircraft Ground Vibration Testing", SAE, SP-84, pp. 9~16.
- (4) Ole. DØssing, 1995, "The Hitchhiker's Guide to Modal Space", Brüel & Kjær, Sound and Vibration, Jan., pp. 14~24.
- (5) Y. C. Fung, 1951, "An Introduction to the Theory of Aeroelasticity", Willey.
- (6) M. Imregun and W. J. Visser, 1991, "A Review of Model Updating Techniques", Shock and Vibration Digest, Vol. 23, pp. 9~20.