

히트 파이프가 내장된 통신위성용 탑재체 패널의 해석모델 개선

Model Updating of an Equipment Panel with Embedded Heat Pipes

양 군 호\* · 최 성 봉\* · 김 홍 배\*\* · 문 상 무\*\*

Koon-Ho Yang, Seong-Bong Choi, Hong-Bae Kim and Sang-Moo Moon

Key Words : Model Updating(모델개선), Sensitivity(민감도), Mode Paring(모드 짝짓기)

**ABSTRACT**

This paper presents the model updating of an equipment panel by using modal test and sensitivity analysis. The equipment panel is one of the major structures of communication satellite, on which broadcasting and communication equipments are mounted. For high rigidity and light weight, the panel was designed as an aluminum honeycomb sandwich panel. In addition, heat pipes were embedded in the panel for thermal control. It is essential to improve the finite element model of a satellite by using modal test in order to verify the satellite is designed with adequate margin under launch environment. In this paper, Young's modulus of aluminum facesheet was selected as a modified parameter by sensitivity analysis. The effect of rotational springs of boundary points was also considered.

1. 서      론

모드시험 결과를 이용한 구조물의 유한요소 모델개선에 대한 연구는 많은 관심과 요구에 따라 활발히 진행되어 왔다<sup>(1-3)</sup>. 또한 이러한 해석모델의 개선기법들은 공작기계, 자동차뿐만 아니라 인공위성이나 발사체등의 우주용 구조물에도 매우 중요하게 활용되고 있다.      1)

위성체 구조물의 정확한 해석모델은 궤도상에서의 정밀한 자세제어 경우외에도 인공위성이 발사체에 실려 우주공간으로 발사될 때의 구조적 안전성 확인을 위해서도 반드시 요구된다. 위성체의 구조해석 모델은 발사체 해석모델과 부분구조합성

법에 의해 결합되어 발사체의 분사력, 외부로부터의 공력등의 발사하중조건하에서안전한가를 평가 받게 된다. 이때 중요한 것이 위성체와 발사체간의 동적 연계성(Dynamic Coupling)으로서 이를 정확히 파악하기 위해서는 실험을 통한 위성체의 유한요소 모델 개선이 필요하다.

본 연구의 대상인 탑재체 패널은 방송·통신위성의 남쪽방향 패널로서 중요한 방송·통신장비들이 장착되므로 구조적으로는 고강도, 경량화 설계가 요구되고 또한 장비들에서 발생하는 열을 분산, 방출시키는 열제어가 필요하다. 패널의 구성은 고강도, 경량화를 위하여 하니컴 샌드위치 패널(Honeycomb Sandwich Panel)로 이루어졌으며 발생열의 분산을 위하여 패널내부에 히트파이프(Heat Pipe)가 배열되어 있다<sup>(4)</sup>. 이와 같이 탑재체 패널이 복합적 구성으로 되어 있고 또한 제작공정

\* : 한국항공우주연구소, 무궁화위성그룹

\*\* : 정회원, 한국항공우주연구소, 우주비행시험연구그룹

에 의해 제작이 이루어지므로 해석결과와 시험결과 사이에 차이가 발생하게 된다. 따라서 본 연구에서는 탑재체 패널의 모드시험결과와 민감도 해석을 이용하여 유한요소모델을 개선하였으며, 그 결과를 검토하였다.

## 2. 탑재체 패널의 모드시험

### 2.1 탑재체 패널의 구성 및 형상

탑재체 패널은 1.5m X 1.5m 크기로 중앙부는 태양전지판의 전개를 위해 일부가 제거된 'C'자 형태이다. 패널 위에는 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 위성의 여러 가지 방송·통신장비들이 장착되어 있으며, 단면 구성은 Fig. 2와 같이 상,하의 면재(Facesheet)와 내부의 하나킴 코어(Honeycomb Core)와 히트파이프로 되어있다. 또한 Fig. 3은 패널 내부에 내장된 히트파이프의 배열을 보여주고 있다.

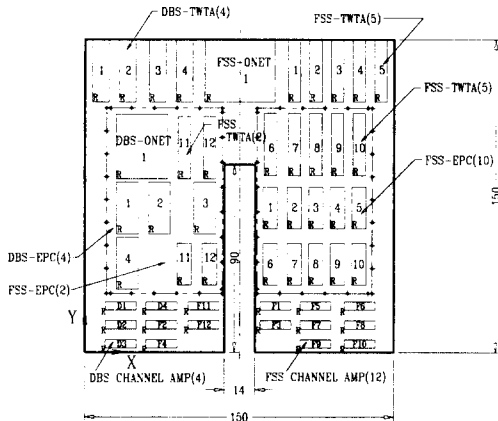


Fig. 1 탑재체 패널 형상 및 장비 배열도

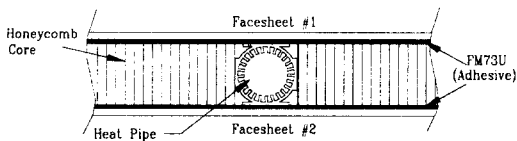


Fig. 2 탑재체 패널 단면 구성도

### 2.2 탑재체 패널의 모드시험 측정점 선정

탑재체 패널의 모드시험 가진(Excitation)은 Fig. 1에 나타낸 인서트(Insert)들의 위치에서 가진 기구에 고정시킨 상태에서 가진기를 통해 행해졌다. 또한 응답신호는 패널위에 가속도계를 설치하여 측정하였다. 이때 많은 수의 가속도계를 사용할 수록 정확한 모드규명이 가능하지만 너무 많이 설치하면 가속도계의 질량이 패널 구조물의 질량분포특성을 왜곡시켜 부정확한 실험결과를 얻게 되며, 반대로 너무 적은 수의 가속도계를 설치할 경우에는 모드간의 구별이 불가능하게 된다. 따라서 정확한 시험을 위해서는 가속도계의 최적 설치수량 및 위치를 찾아내야 한다. 이를 위하여 많은 연구들이 수행되었으며, 본 연구에서는 최적 시험 기법(Optimal Experiment Design)을 이용하였다.

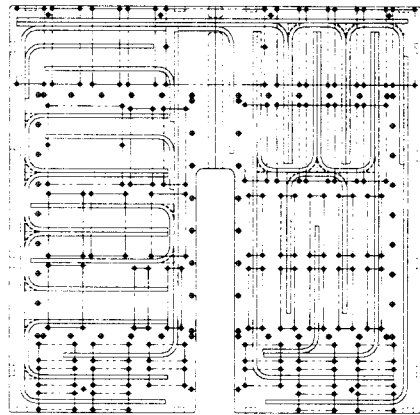


Fig. 3 탑재체 패널의 히트파이프 배열도

우선, 탑재체 패널의 해석모델을 이용하여 규명하기 원하는 모드로부터 아래와 같은 행렬 A를 구성하였다.

$$A = \psi^T \psi \quad (1)$$

여기서  $\mu$ 는 탑재체 패널의 해석 모드행렬로서 측정점 후보숫자(c)를 행으로, 규명하기 원하는 모드 숫자(n)를 열로 하는 행렬이다.

행렬 A의 상태를 나타내는 대표적 값으로서 행렬 A의 결정자(Determinant) 값을 채택하였으며, 이 값이 클수록 행렬 A의 상태 즉, 행 벡터들간의 직교성이 보장된다.

최대 측정점 숫자(c)에서 일부의 측정점이 제거된 축소행렬  $A_r$ 의 결정자값은 아래와 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} Det(A_r) &= Det(A) \cdot Det\{I - A^{-1}(A - A_r)\} \\ &= Det(A) \cdot Det\{I - U_{od}^T U_{od}\} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 행렬  $U_{od}$ 는 제거된 측정점에 해당하는 모드행렬이다.

측정점의 제거에 따른 행렬 A의 정보 손실 비율은 다음과 같은 식으로 쓸 수 있다[1]

$$\begin{aligned} \frac{Det(A) - Det(A_r)}{Det(A)} &= 1 - Det\{I - U_{od}^T U_{od}\} \\ &\cong Trace(U_{od}^T U_{od}) = \rho \end{aligned} \quad (3)$$

그런데 한 번에 너무 많은 측정점을 삭제하게 되면 선정된 가속도계 수량과 위치를 이용하여 원하는 모드를 실험으로 모두 찾아낼 수 없게 된다. 따라서 윗식에서 나타난 정보손실지표(Index)에 대한 제한값을 결정하는 것이 매우 중요하며, 본 연구에서는 이에 대한 상한값을 아래와 같이 결정하였다<sup>(5)</sup>.

$$\rho < 0.5 \quad (4)$$

즉, 한 번에 삭제 가능한 측정점의 갯수는 각 측정점들의 기여도의 합이 윗 수식을 만족하는 범위내에서만 가능하다.

NASTRAN을 이용하여 탑재체 패널의 해석모드를 구하고, 그 중에서 200Hz이하의 9개 모드를 실험적으로 규명하기로 결정하였다. 초기의 측정점 후보로는 구조해석모델의 2070개 모든 절점(node)의 병진 자유도를 선택하였다. 최종적으로 결정된 최적 측정점 위치는 Fig. 4의 1, 3, 5, 7, 9, 11, 12, 14, 15번으로 9개 측정점이며, 나머지 측정점은 패널의 외곽형상을 나타내기 위해서 추가한 측정점이다.

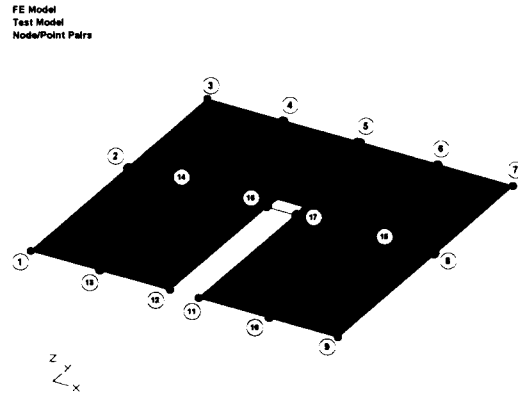


Fig. 4 탑재체 패널 측정점 선정 결과

### 2.3 탑재체 패널 모드시험장치 및 시험결과

탑재체 패널위 장비들의 질량효과를 위하여 Fig. 5에 나타난 바와 같이 모사체를 설치하였고 이들을 고정 지그를 이용하여 가진기 위에 고정하였다.

시험장비의 구성은 Ling Dynamic Systems사의 240kN급의 가진기와 ENDEVCO사 가속도계, 가진기 제어장치 및 신호처리 시스템으로 되어 있다.

모드시험의 입력은 낮은 레벨의 균일랜덤 가진(Uniform Random Excitation)으로 하였고 가속도계의 신호를 이용하여 탑재체 패널에 대한 주파수 응답함수를 구하였다. 실험 모드 해석용 소프트웨어인 IDEAS-TDAS를 이용하

여 탑재체 패널의 모드형상과 고유진동수들을 규명했다.

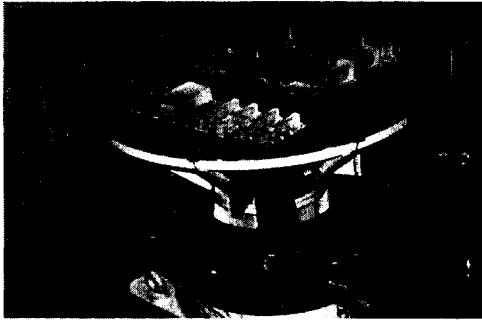


Fig. 5 탑재체 패널의 모드시험 모습

Fig. 6은 1번 가속도계에 대해 실험으로 얻은 주파수 응답함수와 규명된 모드변수를 이용하여 재구성된 주파수 응답함수를 비교하여 나타낸 것이다.

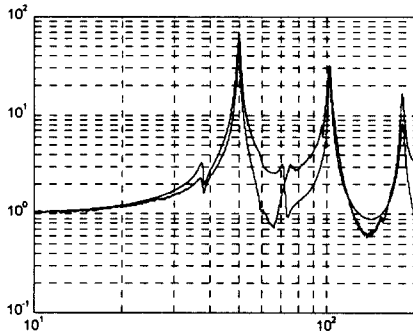


Fig. 6 탑재체 패널의 주파수 응답함수 (1번가속도계)

### 3. 탑재체 패널의 해석모델 개선

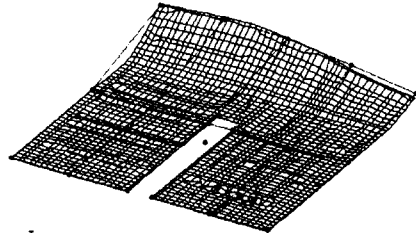
유한요소모델과 실제 구조물의 동특성 차이를 정확히 분석하고 이를 개선하기 위해서는 고유진동수뿐만 아니라 모드형상에 대하여 해석모델과 시험모델간의 짝짓기(Paring)작업

이 선행되어야 한다. 모델간의 짝짓기 작업을 위한 판단 변수로 다음 식의 MAC(Modal Assurance Criteria)값을 사용하였다.

$$MAC(\Psi_i, \Psi_j) = \frac{|\Psi_i^T \Psi_j|^2}{(\Psi_i^T \Psi_i)(\Psi_j^T \Psi_j)} \quad (5)$$

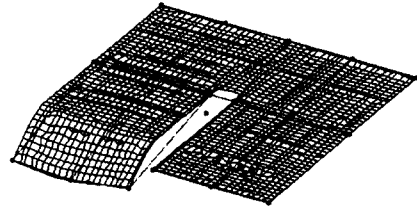
Fig. 7은 처음 3개 모드에 대한 두 모델의 짝짓기 결과를 보여주고 있다.

Pair 1 MAC 99  
FEA 1 38.5 Hz  
EMA 1 37.5 Hz



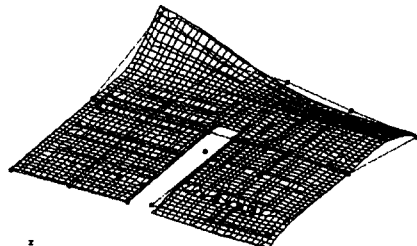
(a) 1st Mode Shape

Pair 2 MAC 100  
FEA 2 91.0 Hz  
EMA 2 90.0 Hz



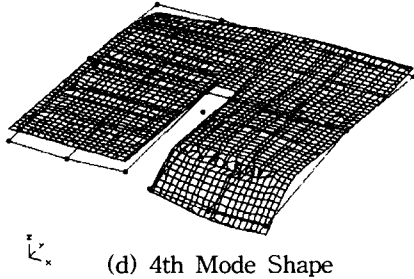
(b) 2nd Mode Shape

Pair 3 MAC 63  
FEA 3 52.1 Hz  
EMA 4 59.5 Hz



(c) 3rd Mode Shape

Fig. 4 MAC 73  
FEA 452.9 Hz  
EMA 351.1 Hz



(d) 4th Mode Shape

Fig. 7 초기해석모델과 시험모델의 모드형상

두 모델간의 짝짓기 결과를 살펴보면 3,4번 모드에서 해석모드와 실험모드의 순서가 서로 바뀌게 됨을 알 수 있다. 그러므로 해석모델 개선전 이와 같은 짝짓기를 수행하여야 정확한 결과를 기대할 수 있다.

또한 해석 및 실험결과를 비교해 보면 1,2번 모드는 고유진동수 및 모드형상이 잘 일치하지만 나머지 모드들에서는 고유진동수가 10% 이상의 큰 오차를 나타내고 MAC값도 0.9 이하의 모드도 존재하므로 정확한 해석모델을 얻기 위해 모델 개선이 필요하였다. Table 1은 두 모델간의 고유진동수 및 MAC값을 비교한 표이며, Fig. 8은 MAC값을 나타낸 그림이다.

Table 1 해석 및 시험모델의 고유진동수 비교

| Mode No. | FEM [Hz] | EMA [Hz] | Error (%) | MAC (%) |
|----------|----------|----------|-----------|---------|
| 1        | 38.52    | 37.51    | 2.69      | 98.6    |
| 2        | 51.03    | 49.97    | 2.12      | 99.7    |
| 3        | 52.13    | 59.54    | -12.44    | 72.8    |
| 4        | 52.81    | 51.11    | 3.33      | 63.2    |
| 5        | 63.64    | 71.23    | -10.66    | 82.3    |
| 6        | 90.24    | 101.14   | -10.78    | 95.6    |
| 7        | 90.37    | 102.51   | -11.84    | 91.5    |
| 8        | 161.60   | 181.14   | -10.68    | 95.0    |
| 9        | 165.30   | 182.76   | - 9.55    | 92.9    |

MAC (Actual)

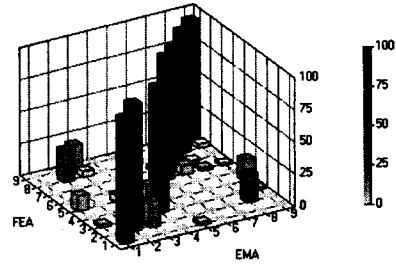


Fig. 8 초기해석모드과 실험모드간의 MAC값

유한요소모델 개선을 위해 변경되어야 할 요소(Element) 및 특성(Property)등의 파악을 효과적이면서 정확하게 하기 위해서는 구조물 동특성에 대한 각요소별 특성치의 민감도 해석이 필요하다. 고유진동수 및 모드형상에 대한 민감도는 아래와 같이 구할 수 있다.

- 고유진동수 민감도

$$\frac{\partial \lambda_i}{\partial p_j} = \{\psi_i\}^T \left( \frac{\partial [K]}{\partial p_j} - \lambda_i \frac{\partial [M]}{\partial p_j} \right) \{\psi_i\} \quad (6)$$

여기서  $[M]$ : 질량 행렬,  $[K]$ : 강성 행렬이다.

- 모드형상 민감도

$$\frac{\partial \{\psi_i\}}{\partial p_j} = \sum_{k=1}^N a_k^i \{\psi_k\} \quad (7)$$

여기서  $a_k^i = \frac{\{\psi_i\}^T \left( \frac{\partial [K]}{\partial p_j} - \lambda_i \frac{\partial [M]}{\partial p_j} \right) \{\psi_k\}}{\lambda_i - \lambda_k}$  이다.

질량의 경우 구성재료의 물성치 파악 및 묘사가 용이하고 실제 제작된 결과를 해석모델에 반영하였으므로, 질량의 불확실성에 의한 모델의 불일치는 가능성이 매우 적다. 이와 반대로 강성의 경우는 구성부품의 물성치 파악의 어려움 및 제작과정에서의 접착제 사용등

에 의해 유한요소모델에 불확실성을 유발시킬 수 있다.

본 연구에서는 유한 요소모델의 저차 9개 모드들에 대하여 구성요소들의 강성을 지배하는 변수인 탄성계수의 민감도 해석을 수행하였다. 패널의 면재, 히트파이프등의 탄성계수에 대한 민감도해석을 수행한 결과, 히트파이프의 탄성계수에 대한 민감도가 면재에 대한 것보다 매우 적어서 모델개선의 변수로 면재의 탄성계수를 선정하였다. 또한 경계조건의 영향을 살펴보기 위하여 패널 고정위치의 회전 스프링도 모델개선의 변수로 추가하였다.

Fig. 9는 면재에 대한 민감도 해석결과로서 탑재체 패널의 고정위치 부근 요소들이 다른 위치의 요소들보다 상대적으로 매우 큰 민감도를 보여주고 있다.

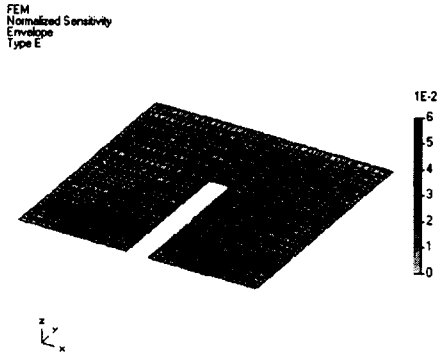


Fig. 9 패널 면재의 민감도 해석결과

민감도해석을 통하여 변경되어야 할 해석적 모델의 물성치는 다음과 같다.

$$\{P_d\} = \{P_d\} + [S]^+ (\{R_d\} - \{R_d\}) \quad (8)$$

여기서  $\{P_d\}$ 는 해석적 모델의 물성치를,  $\{P_d\}$ 는 개선된 모델의 물성치를,  $[S]$ 는 물성치와 응답사이의 민감도 행렬을 의미한다. 본 연구에서는 상용 프로그램인 FEMtools를 이용하

여 해석모델개선에 필요한 계산을 반복 수행하였다<sup>(6)</sup>.

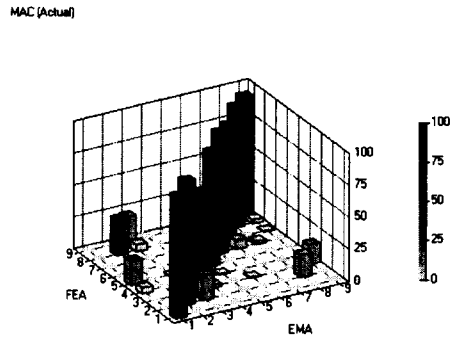


Fig. 10 개선된 해석모드과 실험모드의 MAC값

한편 일반적으로 저차 모드의 활용도가 크므로 고차모드로 갈수록 가중치가 작아지도록 설정하여 모델 개선작업을 수행하였다. Fig. 10은 해석모델 개선후의 MAC값을 나타내며 Table 2는 고유 진동수값의 비교를 보여주고 있다. 개선작업을 통하여 두 모델의 MAC값이 향상되었으며 모드형상과 순서도 서로 일치하게 되었다. 또한 고유 진동수값도 개선후에는 최대오차가 2.2%로서 두 결과가 매우 잘 일치함을 알 수 있었다. 면재의 탄성계수 변화결과를 나타낸 것이 Fig. 11인데 이를 살펴보면 민감도해석에서 본 것과 같이 탑재체 패널의 고정위치 부근 요소들이 다른 위치의 요소들보다 상대적으로 매우 큰 변화를 보여주고 있다.

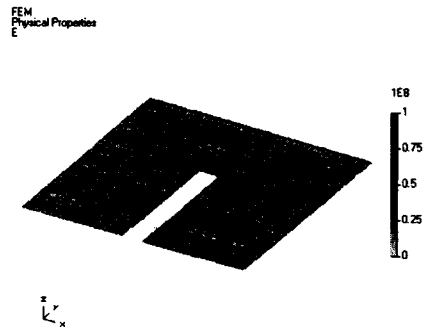


Fig. 11 면재 탄성계수 변화결과

Table 2 해석 및 시험모델의 고유진동수 비교 (개선후)

| Mode No. | FEM [Hz] | EMA [Hz] | Error (%) | MAC (%) |
|----------|----------|----------|-----------|---------|
| 1        | 38.27    | 37.51    | 2.03      | 95.5    |
| 2        | 50.62    | 49.97    | 1.30      | 97.7    |
| 3        | 52.11    | 51.11    | 1.96      | 75.1    |
| 4        | 58.23    | 59.54    | -2.20     | 68.7    |
| 5        | 71.59    | 71.23    | 0.51      | 89.3    |
| 6        | 99.35    | 101.14   | -1.77     | 94.7    |
| 7        | 101.24   | 102.51   | -1.24     | 90.4    |
| 8        | 181.00   | 181.14   | -0.08     | 94.5    |
| 9        | 182.81   | 182.76   | 0.03      | 92.8    |

한편 탑재체 패널의 고정점에서의 회전 스프링값은 초기치로부터 거의 변화가 없었다.

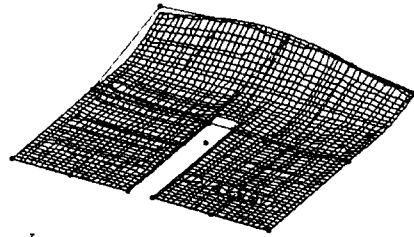
고정점에서의 회전 스프링을 제거한 단순 지지(Simply-supported) 경계조건 경우에 대해서도 모델개선을 수행하였다. 이 때에도 모델개선을 위한 변수는 면재의 탄성계수로 하였으며, 초기 해석모델과 실험모델간의 고유진동수 비교는 Table 3에 나타낸 바와 같다. 이 경우는 초기 해석모델의 고유진동수 값이 회전 스프링을 고려한 경우에 비해 매우 낮게 나타나고 있다.

Fig. 12는 단순지지 경계조건의 경우에 대해 모델개선을 수행한 후 두 모델의 모드형상을 비교한 것이다.

Table 3 해석 및 시험모델의 고유진동수 비교 (단순경계조건 경우, 개선전)

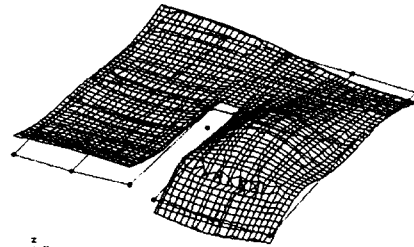
| Mode No. | FEM [Hz] | EMA [Hz] | Error (%) | MAC (%) |
|----------|----------|----------|-----------|---------|
| 1        | 32.99    | 37.51    | -12.05    | 99.0    |
| 2        | 39.96    | 51.11    | -21.82    | 62.8    |
| 3        | 41.24    | 49.97    | -17.47    | 99.3    |
| 4        | 45.75    | 59.54    | -23.16    | 80.9    |
| 5        | 59.53    | 71.23    | -16.43    | 91.7    |
| 6        | 81.22    | 101.14   | -19.70    | 94.8    |
| 7        | 82.18    | 102.51   | -19.83    | 91.3    |
| 8        | 154.49   | 181.14   | -14.71    | 94.8    |
| 9        | 157.33   | 182.76   | -13.91    | 92.5    |

P=1 MAC 96  
FEA 1 37.7 Hz  
EMA 1 37.5 Hz



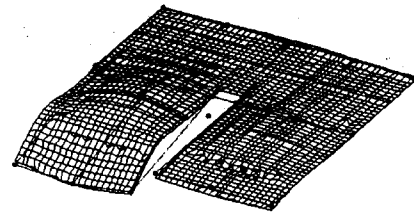
(a) 1st Mode Shape

P=2 MAC 35  
FEA 2 49.2 Hz  
EMA 3 51.1 Hz



(b) 2nd Mode Shape

P=3 MAC 94  
FEA 3 50.1 Hz  
EMA 2 50.0 Hz



(c) 3rd Mode Shape

Fig. 12 해석모델과 시험모델의 모드형상비교 (단순경계조건 경우, 개선후)

단순경계조건의 경우는 모델개선후에 고유진동수 값은 매우 개선이 되었지만 모드형상 개선을 나타내는 MAC값은 오히려 나빠졌으며 특히 2번째 모드의 경우는 40%이하가 되었다.

Table 4 해석 및 시험모델의 고유진동수 비교  
(단순경계조건 경우, 개선후)

| Mode No. | FEM [Hz] | EMA [Hz] | Error (%) | MAC (%) |
|----------|----------|----------|-----------|---------|
| 1        | 37.65    | 37.51    | 0.38      | 97.7    |
| 2        | 49.19    | 51.11    | - 3.75    | 35.5    |
| 3        | 50.07    | 49.97    | 0.20      | 94.2    |
| 4        | 56.04    | 59.54    | - 5.89    | 72.1    |
| 5        | 70.09    | 71.23    | - 0.62    | 87.7    |
| 6        | 100.28   | 102.51   | - 2.17    | 90.9    |
| 7        | 100.74   | 101.14   | - 0.39    | 94.2    |
| 8        | 183.20   | 181.14   | 1.14      | 94.7    |
| 9        | 185.02   | 182.76   | 1.23      | 92.3    |

이 결과를 통하여 탑재체 패널의 고유 진동수와 모드형상에 고정점에서의 회전 스프링 존재가 매우 큰 영향을 미침을 알 수 있었으며 이를 고려한 초기 해석모델을 이용하여야 정확한 모델개선이 가능함을 확인하였다.

#### 4. 결 론

모드시험과 민감도 해석을 이용하여 9개의 저차모드에 대해 탑재체 패널의 유한요소모델 개선이 이루어졌다. 모드시험에서는 가속도계 위치선정에 대한 해석이 선행되었다. 해석모델의 개선을 통하여 실험결과와 잘 일치하는 해석모델을 얻을 수 있었으며 이를 위한 민감도가 가장 큰 것이 면재의 탄성계수이었다. 또한 탑재체 패널 고정점에서의 회전 스프링을 고려하지 않은 경우에는 해석모델 개선결과가 부정확하게 되고 특히 모드형상의 불일치가 나타남을 알 수 있었다.

#### 후 기

본 연구는 1997년도 한국통신 위탁과제(과

제명: 정지궤도 통신위성 핵심서브시스템 및 운용시스템 개발)의 지원을 받아 수행되었으며 이에 관계자에게 감사드린다.

#### 참 고 문 헌

1. Berman and Nagy, E.J., 1982, "Improvement of a Large Analytical Model Using Test Data," AIAA Journal, Vol. 21, pp. 1167-1173
2. Arruda, R.F., 1993, "Mechanical Joint Parameter Estimation Using Frequency Response Functions and Component Mode Synthesis," Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 7, pp. 493-508
3. Nobari and Ewins, D.J., 1993, "Model Updating and Joint Identification Methods : Applications, Restrictions and Overlap," Modal Analysis, Vol. 8, pp.93-105
4. 최성봉 외, 1997, "정지궤도 통신위성 핵심서브시스템 및 운용시스템 개발," 한국항공우주연구소
5. Kim, H.B. and Park, Y.S., 1997, "Sensor Placement Guide for Structural Joint Stiffness Model Improvement," Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 11
6. FEMtools User's Manual, 1996, Dynamic Design Solutions