

< 논 문 >

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

(1998년 5월 22일 접수 : 1998년 9월 19일 심사완료)

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 spacecraft structure by using modal test in order to verify that the satellite is designed and fabricated with adequate margin under launch environment. In this paper, Young's modulus of aluminum facesheet was selected as a modified parameter in the sensitivity analysis. The effect of boundary conditions on model improvement was also investigated.

1. 서 론

모드시험 결과를 이용한 구조물의 유한요소 모델개선에 대한 연구는 많은 관심과 요구에 따라 활발히 진행되어 왔다^(1~3). 또한 이러한 해석모델의 개선기법들은 공작기계, 자동차뿐만 아니라 인공위성이나 발사체등의 우주용 구조물에도 매우 중요하게 활용되고 있다^(4,5).

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 부분구조합성법에 의해 결합되어 발사체의 분사력, 외부로부터의 공력등의 발사하중조건하에서 안전한가를 평가받게 된다. 이때 중요한 것이 위성체와 발사체간의 동적 연계성(dynamic coupling)으로서 이를 정확히 파악하기 위해서는 모드 시험을 이용하여 개선된 위성체의 유한요소 모델을 확보해야 한다.

본 연구의 대상인 탑재체 패널은 정지궤도 방송·통신위성의 남쪽방향 패널로서 중요한 방송·통신장비들이 장착되므로 구조적으로는 고강도, 경량화 설계가 요구되고 또한 장비들에서 발생하는 열을 분산, 방출시키기 위한 열제어 설계가 필요하다. 이에 따라 패널의 구성은

* 정회원, 한국항공우주연구소 우주사업단

** 한국항공우주연구소 우주사업단

고강도, 경량화를 위하여 하니콤 샌드위치 패널(honeycomb sandwich panel)로 이루어졌으며 발생열의 분산을 위하여 패널내부에 히트파이프(heat pipe)가 배열되어 있다⁽⁶⁾. 이와 같이 탑재체 패널이 복합적인 요소들로 구성으로 되어 있고 또한 접착공정에 의해 제작이 이루어 지므로 해석결과와 시험결과 사이에 차이가 발생하는 것이 일반적이다. 본 연구에서는 탑재체 패널의 모드시험결과와 민감도 해석을 이용하여 유한요소모델을 개선하였으며, 그 결과를 검토하였다.

2. 탑재체 패널의 모드시험

2.1 탑재체 패널의 구성 및 형상

우리나라 최초의 방송·통신위성인 무궁화위성 1/2호의 구조물 구성은 Fig. 1에 나타낸 바와 같다. 이 구조물중에서 탑재체 패널로서는 태양열을 가장 적게 받는 남쪽방향 패널이 열 제어에 가장 유리하므로 주로 이용된다. 본 연

구의 탑재체 패널은 1.5 m × 1.5 m 크기로 중앙부는 태양전지판의 전개를 위해 일부가 제거된 'U' 형상이다. 패널 위에는 Fig. 2에 나타낸 바와 같이 위성의 여러 가지 방송·통신장비들

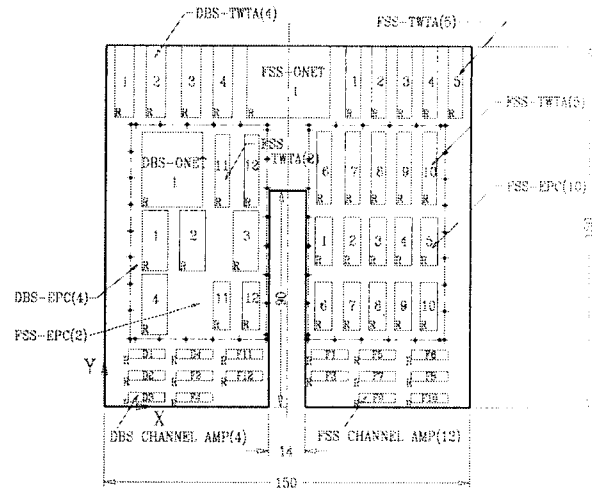


Fig. 2 Geometry of an equipment panel with payloads

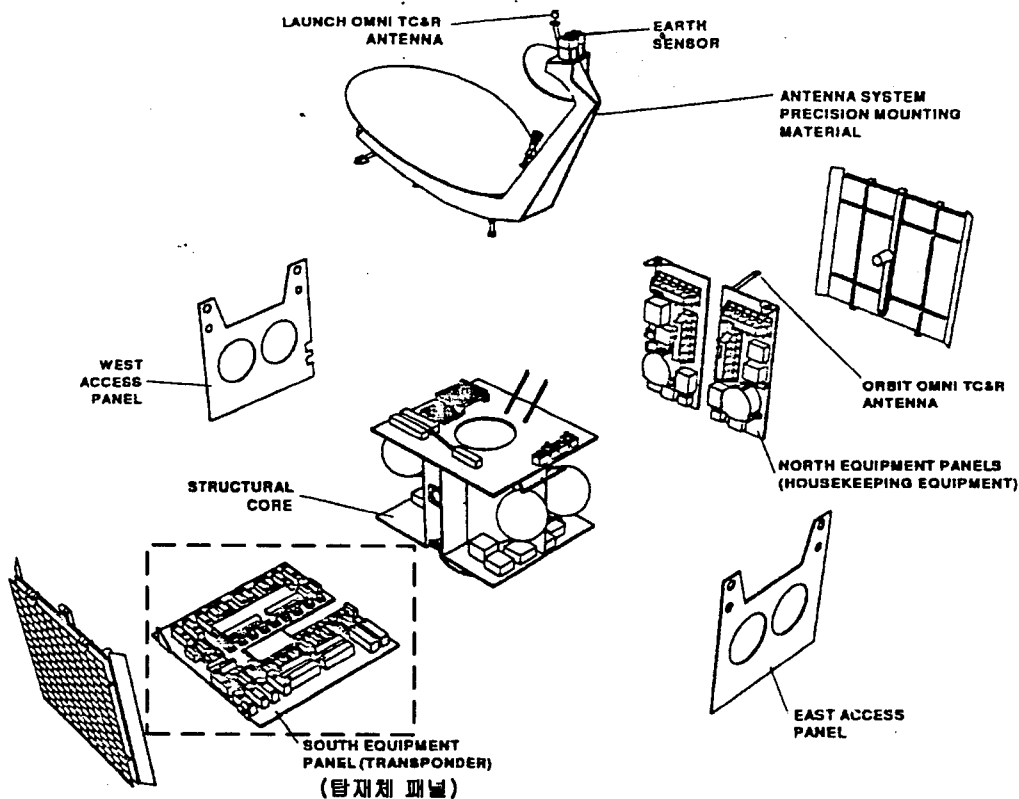


Fig. 1 Major subsystem of KOREASAT-1/2 structure

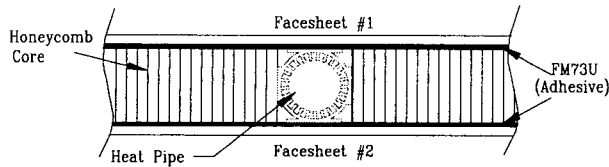


Fig. 3 Cross-sectional configuration of equipment panel with embedded heat pipe

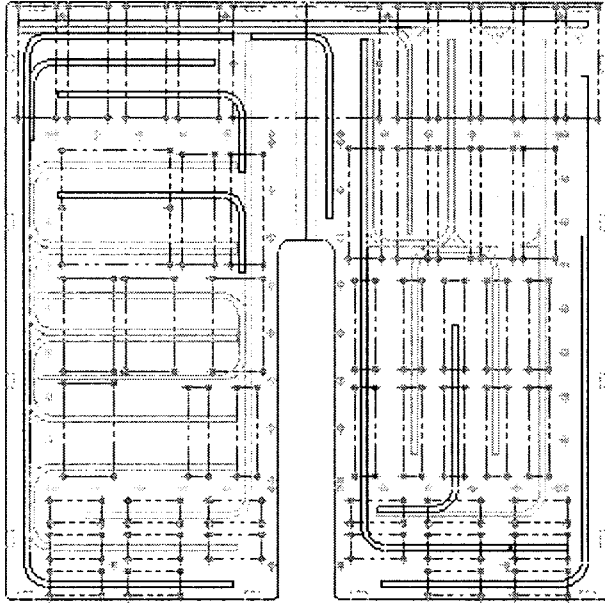


Fig. 4 Layout of heat pipes embedded in an equipment panel

이 장착되어 있으며, 단면 구성은 Fig. 3과 같이 상,하의 면재(facesheet)와 내부의 하니컴코어(honeycomb core)와 히트파이프로 되어있다. 면재와 하니컴 코어의 두께는 각각 0.254 mm, 14.73 mm로 설계, 제작되었다. Fig. 2에 나타난 사각형들은 패널위에 장착될 장비를 나타내며 작은 원들은 이 장비들을 패널에 고정하기 위한 인서트(insert)들과 탑재체 패널이 다른 패널들과 연결될 인서트들을 의미한다. 또한 Fig. 4은 패널 내부에 내장된 히트파이프의 배열을 보여주고 있다.

2.2 탑재체 패널의 모드시험 측정점 선정

탑재체 패널의 모드시험을 위한 가진방법으로는 가진기를 사용하였으며 이 때 탑재체 패널은 Fig. 2에 나타난 인서트(insert)들을 이용하여 가진기 위의 고정장치에 고정되었고 패널의 응답신호는 가속도계를 설치하여 측정하였

다. 이때 많은 수의 가속도계를 사용할수록 정확한 모드규명이 가능하지만 너무 많이 설치하면 가속도계의 질량이 패널 구조물의 질량분포 특성을 왜곡시켜 부정확한 실험결과를 얻게 되며, 반대로 너무 적은 수의 가속도계를 설치할 경우에는 실험을 통해 규명된 모드들의 구별이 불가능하게 된다. 따라서 정확한 시험을 위해서는 가속도계의 최적 설치수량 및 위치를 찾아내야 한다. 실험을 통하여 모드변수를 규명할 때 측정점 위치에 대한 영향과 정확한 모드규명을 위한 최적의 측정점 위치결정을 위한 연구들이 활발히 진행되었다^(7~9).

우선, 탑재체 패널의 해석모델을 이용하여 규명하기 원하는 모드행렬로부터 아래와 같은 행렬 A 를 구성하였다.

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

여기서 Ψ 는 탑재체 패널의 해석 모드행렬로서 측정점 후보숫자(c)를 행으로, 규명하기 원하는 모드 숫자(n)를 열로 하는 행렬이다. 행렬 A 는 규명하려는 모드들에 대하여 주어진 측정점들에서 어느 정도의 정보를 획득할 수 있는 가를 나타내는 정보 행렬(information matrix)이며, 이 행렬의 행 벡터들간의 직교성이 좋을수록 모드규명의 정확성이 증가하게 되므로 행 벡터들간의 직교성이 양호하게 유지되도록 측정점을 선정해야 한다. 행렬 A 의 상태를 나타내는 대표적 값으로서 본 연구에서는 행렬 A 의 결정자(determinant) 값을 채택하였으며, 이 값이 클수록 행렬 A 의 상태 즉, 행 벡터들간의 직교성이 보장된다.

최대 측정점 숫자(c)에서 일부의 측정점이 제거된 축소행렬 A_r 의 결정자값과 원래의 행렬 A 의 값과 차이가 적을수록 모드정보를 잃지 않으면서 효과적으로 측정점 수를 줄인 것이 된다. 축소행렬 A_r 의 결정자값은 아래와 같이 구할 수 있다⁽⁹⁾.

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

여기서 행렬 U_{od} 는 제거된 측정점에 해당하는 모드행렬이다.

측정점의 제거에 따른 행렬 A 의 정보손실지표(index)는 제거될 측정점의 개수가 전체 후

보 개수에 비하여 매우 작다는 가정하에서 다음과 같이 근사화시킬 수 있다⁽⁹⁾.

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

측정점 제거에 따른 행렬 A의 정보손실을 최소화 하기 위해서는 $\Psi(\Psi^T\Psi)^{-1}\Psi$ 의 대각 성분(diagonal terms)중 크기가 작은 측정점부터 제거해야 한다. 이 때 한 번에 너무 많은 측정점을 삭제하게 되면 위의 가정을 위배하게 되어 선정된 가속도계 수량과 위치를 이용하여 원하는 모드를 실험으로 모두 찾아낼 수 없게 된다. 따라서 윗식에서 나타낸 정보손실지표에 대한 제한값을 결정하는 것이 매우 중요하며, 본 연구에서는 이에 대한 상한값을 아래와 같이 결정하였다⁽⁹⁾.

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

한 번에 삭제 가능한 측정점의 갯수는 제거될 각 측정점들의 기여도의 합이 윗 수식을 만족하는 범위내로 제한된다. 기여도가 낮은 측정점들을 제거하므로써 축소된 개수의 측정점이 남게되며 이를 기준으로 다시 행렬 A를 구성하여 위의 과정을 반복적으로 수행하여 결과적으로 최적의 측정점 위치 및 수량을 구하게 된다.

NASTRAN을 이용하여 탑재체 패널의 해석 모드를 구하고, 그 중에서 200 Hz이하의 9개

모드를 실험적으로 규명하기로 결정하였다. 초기의 측정점 후보로는 구조해석모델의 2070개 모든 절점(node)의 3방향 병진 자유도를 선택하였다. 최종적으로 결정된 최적 측정점 위치는 Fig. 5의 1, 3, 5, 7, 9, 11, 12, 14, 15번으로 9개 측정점이었으며, 나머지 측정점은 패널의 외곽형상을 나타내기 위해서 추가한 측정점이다.

2.3 탑재체 패널 모드시험장치 및 시험결과

탑재체 패널위에 장착되는 통신장비들의 질량효과를 위하여 모사체를 설치하였고, Fig. 6에 나타낸 바와 같이 장비모사체가 설치된 탑재체 패널을 가진기 위에 고정하였다. 시험장비의 구성은 항공우주연구소의 인공위성 구조시험설비로서 Ling Dynamic Systems사의 240 kN급의 가진기와 ENDEVCO사 가속도계, 가진기 제어장치 및 신호처리 시스템으로 되어 있다. 가속도계는 응답측정용으로 17개를 Fig. 5와 같이 패널면에 부착하였고 가진기 제어용으로 가진기 헤드삼면에 2개를 설치하였다.

모드시험의 입력은 낮은 레벨의 균일랜덤가진(uniform random excitation)으로 하였고 제어용 가속도계와 측정용 가속도계 신호를 이용하여 탑재체 패널에 대한 주파수 응답함수를 구하였다. 실험 모드해석용 소프트웨어인 IDEAS-TDAS를 이용하여 주파수 응답함수의 곡선적합(curve fitting)하여 탑재체 패널의 모드형상과 고유진동수들을 추출했다. Fig. 7은 1번 가속도계에 대해 실험으로 얻은 주파수 응답함수와 규명된 모드변수를 이용하여 재구성된 주파수 응답함수를 비교하여 나타낸 것이다.

FE Model
Test Model
Node/Point Pair

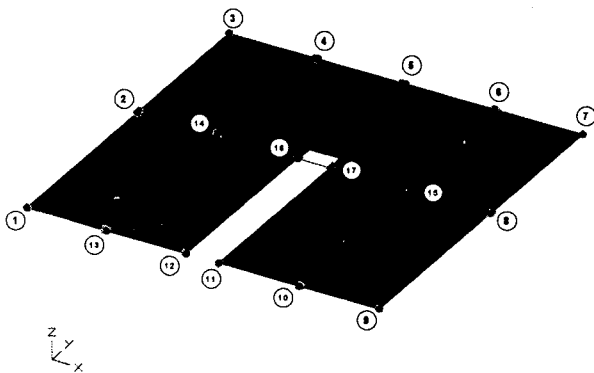


Fig. 5 Selection of measurement points for modal test of an equipment panel



Fig. 6 Experimental setup for modal test of an equipment panel

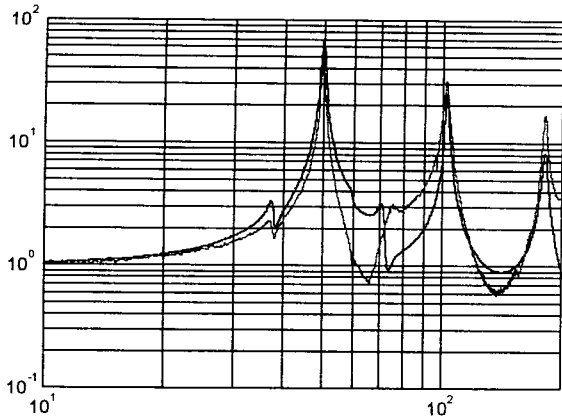


Fig. 7 Frequency response function of an equipment panel (#1 accelerometer)

3. 탑재체 패널의 해석모델 개선

모드시험결과를 이용하여 해석모델을 개선할 때에 실험으로 구한 모드보다 많은 수의 해석모드가 존재하는 것이 일반적이므로 실험모드와 상응하는 해석모드를 먼저 선정하여야 한다. 또한 모드간의 고유진동수 값이 서로 근접한 경우에는 실험모드 순서와 해석모드 순서가 차이를 보이게 되므로 유한요소모델과 실제 구조물의 동특성 차이를 정확히 분석하고 이를 개선하기 위해서는 해석모델 개선전에 모드형상에 대하여 해석모델과 시험모델간의 짝짓기

Table 1 Comparison of natural frequencies between analysis and experiment (before model improvement)

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

(paring)작업이 수행되어야 한다. 모델간의 짝짓기를 위한 판단 변수로 다음 식의 MAC(Modal Assurance Criteria)값을 사용하였다.

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

여기서 Φ_i 는 i 번째 해석모드벡터이고, Ψ_j 는 j 번째 실험모드벡터이다.

Table 1은 해석모드과 실험모드간의 고유진동수 및 MAC값을 비교한 표이며, Fig. 8은 두 모델간의 MAC값을 3차원 막대 그래프로 나타낸 그림이다. 두 모델간의 짝짓기 결과를 살펴보면 3,4번 모드에서 해석모드와 실험모드의 순서가 서로 바뀌었음을 알 수 있다. Fig. 9는 처음 4개 모드에 대한 두 모델의 짝짓기 결과를 보여주고 있다.

또한 해석 및 실험모드를 비교해 보면 1, 2번 모드는 고유진동수 및 모드형상이 잘 일치하지만 나머지 모드들에서는 고유진동수가 10% 이상의 큰 오차를 나타내거나 MAC값이 0.9 이하의 모드도 존재하므로 정확한 해석모델을 얻기 위해서는 해석모델의 개선이 필요하였다.

해석모델을 개선하는 방법으로서 모드 민감도해석을 채택하였으며, 설계변수의 변화에 대한 고유진동수 및 모드형상의 민감도는 아래의 식들로 구할 수 있다⁽¹⁰⁾.

- 고유진동수 민감도

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

MAC(Actual)

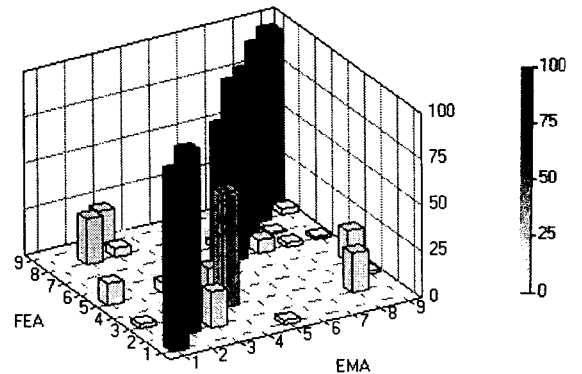
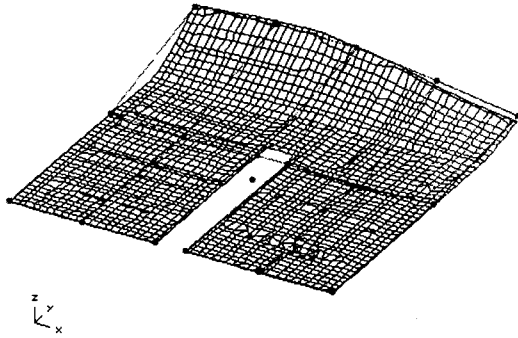


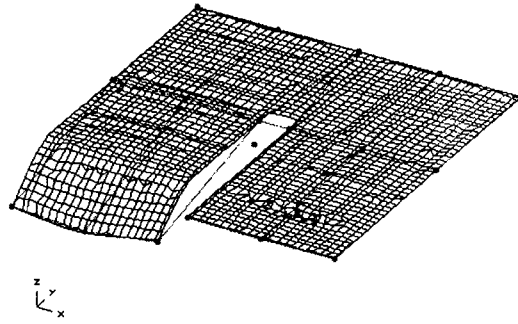
Fig. 8 Comparison of MAC values between analytical and experimental modes (before model improvement)

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



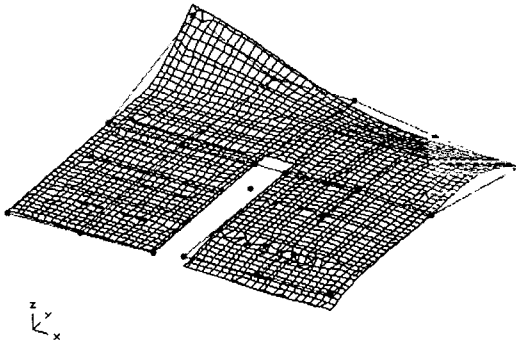
(a) First mode shape

Pair 2 MAC 100
FEA 2 51.0 Hz
EMA 2 50.0 Hz



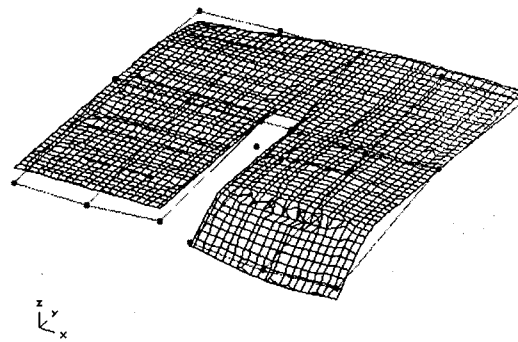
(b) Second mode shape

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



(c) Third mode shape

Pair 4 MAC 73
FEA 4 52.8 Hz
EMA 3 51.1 Hz



(d) Fourth mode shape

Fig. 9 Comparison of mode shapes between analysis and experiment (before model improvement)

여기서 $[M]$, $[K]$ 은 각각 해석모델의 질량 및 강성행렬이며, $\{\Phi_j\}$ 은 해석모드벡터이고 p_j 는 설계변수이다.

- 모드형상 민감도

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

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

본 연구에서는 모드형상의 정보는 실험모드와 해석모드간의 짝짓기에 이용하고 고유진동수에 대한 민감도만을 고려하였다. 민감도 해석을 통하여 고유진동수 또는 모드형상을 가장 효과적으로 변화시킬 수 있는 변수와 변화시킬 위치를 구하게 되는데, 질량의 경우 구성재료의 물성치 파악이 용이하고 실제 제작된 탑재체

패널을 측정하여 해석모델에 반영하였으므로, 질량의 불확실성에 의한 모델의 불일치는 가능성이 매우 적다. 이와 반대로 강성의 경우는 구성부품의 물성치 파악의 어려움 및 제작과정에서의 접착제 사용등에 의해 유한요소모델에 불확실성을 유발시킬 수 있으므로 본 연구에서는 강성변화에 대한 민감도를 살펴보았다.

탑재체 패널 해석모델의 강성을 지배하는 변수인 탄성계수(Young's Modulus)를 설계변수로 선택하여 저차 9개 모드들에 대한 민감도 해석을 수행하였다. 탑재체 패널 면재의 탄성계수와 내장된 알루미늄 히트파이프의 탄성계수에 대하여 고유진동수 민감도해석을 수행한 결과, 히트파이프의 탄성계수에 대한 민감도가 면재에 대한 것보다 매우 적게 나타나 해석모델 개선에는 면재의 탄성계수의 변화만을 고려하였다. 이때 탑재체 패널 해석모델에서의 경계조

건은 완전고정 (clamped)된 것으로 하였다. Fig. 10는 면재에 대한 민감도 해석결과로서 탑재체 패널의 고정위치의 면재 요소들이 다른 위치의 면재 요소들보다 상대적으로 매우 큰

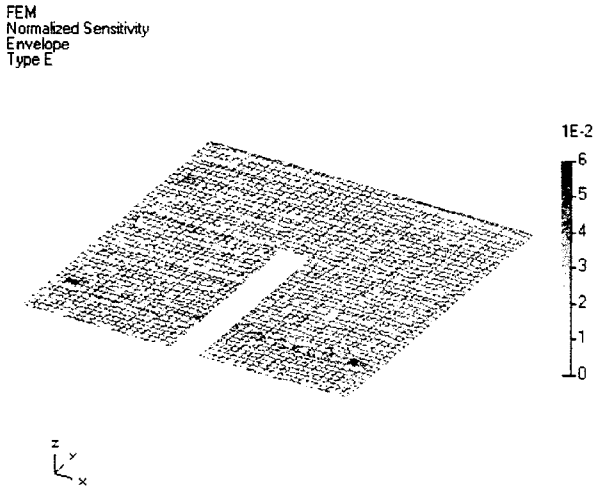


Fig. 10 Sensitivity analysis results of aluminum facesheet

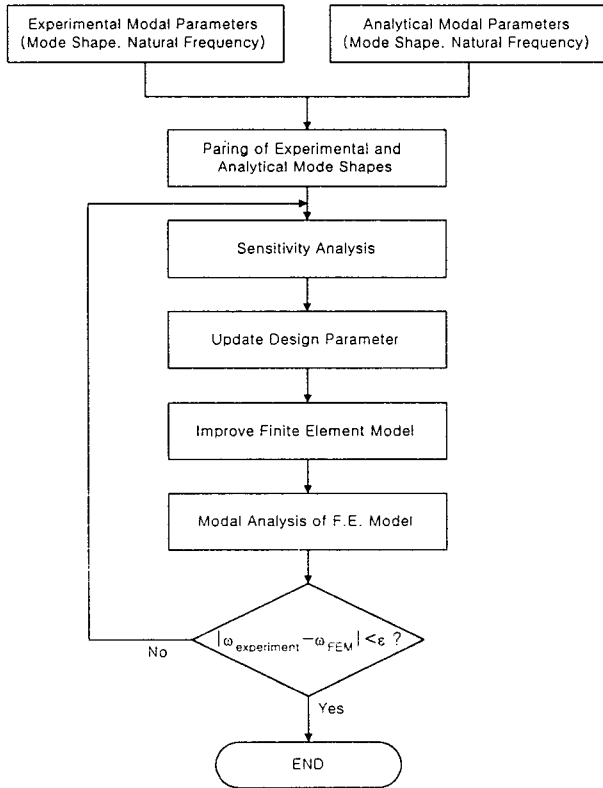


Fig. 11 Flow chart for improvement of F.E. model using modal test result

민감도를 보여주고 있다.

민감도해석을 통하여 변경되어야 할 해석모델의 물성치는 다음과 같이 구할 수 있다.

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

여기서 $\{P_d\}$ 는 변경전 해석모델의 물성치를, $\{P_d\}$ 는 개선된 모델의 물성치를, $[S]^+$ 는 민감도 행렬의 pseudo inverse를 의미한다. 또한 $(\{R_d\} - \{R_d\})$ 은 실험과 해석의 고유치 차이를 나타낸다.

위의 식을 이용하여 설계변수의 변경량을 결정하고 변경된 설계변수를 갖는 유한요소모델의 모드해석으로부터 개선된 고유진동수와 모드형상을 얻어내어 실험결과와 비교하게 된다. 두 결과가 잘 일치하면 모델개선이 종료되고 그렇지 않을 경우에는 수정된 유한요소모델에 대하여 다시 민감도해석을 수행하여 위의 과정을 반복하게 된다. Fig. 11은 해석모델 개선을 수행하는 과정을 나타낸 흐름도이다. 본 연구에서는 상용 프로그램인 FEMtools를 이용하여 해석모델개선에 필요한 계산을 반복 수행하였다⁽¹¹⁾.

Fig. 12은 개선된 해석모드와 실험모드간의 MAC값을 나타내며 Table 2는 개선된 해석모델과 실험모델의 고유 진동수값을 보여주고 있다. 개선작업을 통하여 두 모델의 모드형상과 순서가 서로 잘 일치하게 되었으며 모드간의 MAC값도 1에 가까운 높은 값이 유지되었다.

MAC(Actual)

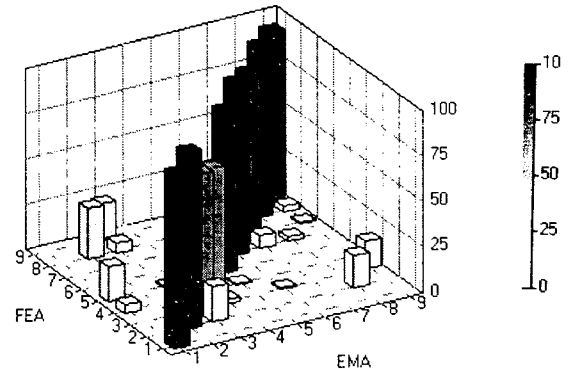


Fig. 12 Comparison of MAC values between analytical and experimental modes (after model improvement)

Table 2 Comparison of natural frequencies between analysis and experiment (after model improvement)

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

Table 3 Comparison of natural frequencies between analysis and experiment (simply-supported boundary condition, before model improvement)

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

FEM
Physical Properties

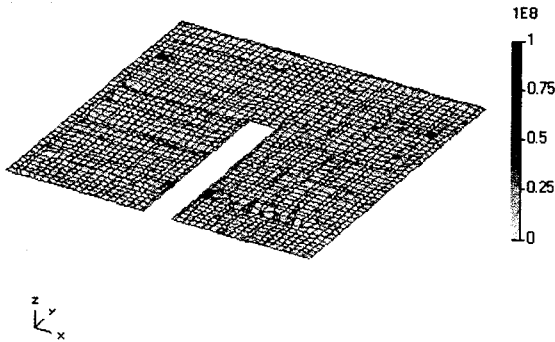


Fig. 13 Young's modulus change of aluminum facesheet

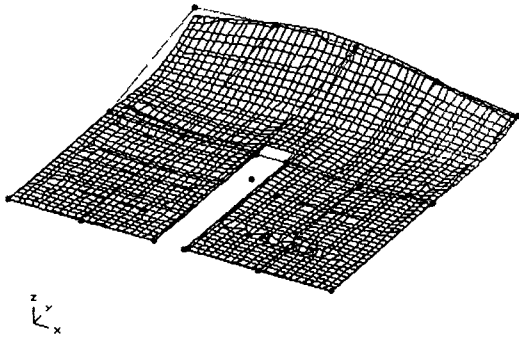
그리고 고유 진동수값도 개선후에는 최대오차가 2.2%로서 두 결과가 매우 잘 일치함을 알 수 있었다. 모델개선후의 해석모드 형상은 Fig. 9의 초기 해석모드와 매우 비슷하게 나타났는데 이것은 초기의 MAC 값이 높았기 때문에 모델개선동안에 큰 변화없이 모드형상이 유지된 것으로 볼 수 있다. 면재의 탄성계수 변화결과를 나타낸 것이 Fig. 13인데 이를 살펴보면 민감도해석에서 본 것과 같이 탑재체 패널 고정위치의 면재 요소들이 다른 위치의 면재 요소들보다 상대적으로 매우 큰 변화를 보여주고 있다. 이것은 패널 고정점인 인서트를 패널에

고정할 때 접착제를 패널내부에 주입하게 되는데 이 접착제의 강성이 고정위치에서의 강성을 크게 하였기 때문이다.

위성체 구조물 해석에서 인서트의 크기가 전체면적에 비해 작으므로 인서트 고정점 묘사를 단순지지(Simply-supported) 조건으로 하는 경우도 많다. 따라서 인서트에 의한 경계조건으로서 완전고정과 단순지지중 어느 것이 실제 특성을 잘 나타내는지 알아 보기 위하여 인서트 고정점에서의 단순지지 경계조건 경우에 대해서도 모델개선을 수행하였다. 초기 해석모델과 실험모델간의 고유진동수 비교는 Table 3에 나타낸 바와 같다. 이 경우는 초기 해석모델의 고유진동수 값이 완전고정 경계조건의 경우에 비해 매우 낮게 나타나며 9개의 저차모드의 고유진동수 값이 실험결과와 10%이상의 큰 차이를 보여주고 있다. 또한 Table 3의 모드 짝짓기 결과에서 알 수 있듯이 초기 해석모델의 모드순서와 실험모드 순서가 서로 일치하지 않는다. 단순지지 경계조건의 초기 해석모드와 실험모드간의 MAC값은 완전고정 경계조건의 경우와 비슷하였다.

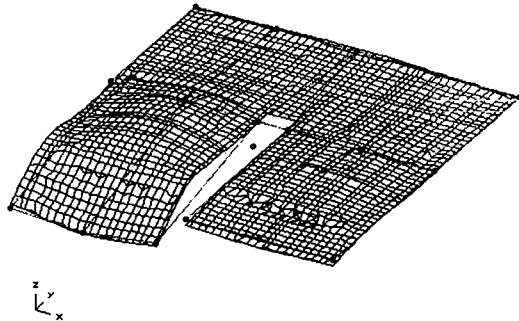
Fig. 14는 단순지지 경계조건의 경우에 대해 모델개선을 수행한 후 해석 및 실험모델의 모드형상을 비교한 것이다. 이 때에도 모델개선을 위한 변수로는 면재의 탄성계수를 선택하였

Pair 1 MAC 98
FEA 1 37.7 Hz
EMA 1 37.5 Hz



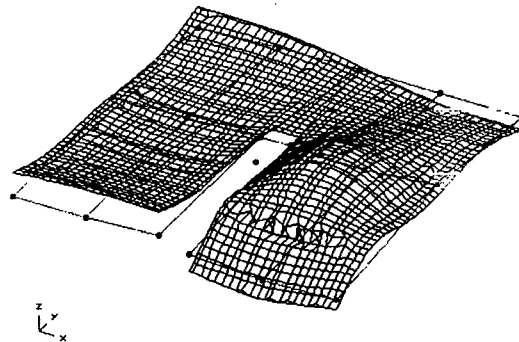
(a) First mode shape

Pair 3 MAC 94
FEA 3 50.1 Hz
EMA 2 50.0 Hz



(b) Second mode shape

Pair 2 MAC 35
FEA 2 49.2 Hz
EMA 3 51.1 Hz



(c) Third mode shape

Fig. 14 Comparison of mode shapes between analysis and experiment (simply-supported boundary condition, after model improvement)

다. Table 4는 모델개선후의 고유진동수 값과 MAC 값을 보여주고 있으며 모델개선후에 고유진동수 값은 단순지지 경계조건인 경우도 개선이 되어 오차가 5.9% 정도로 줄었다. 그러나 실험 및 해석간의 모드형상 상관관계를 나타내

Table 4 Comparison of natural frequencies between analysis and experiment (simply-supported boundary condition, after model improvement)

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

는 MAC값은 오히려 나빠졌으며 특히 2번째 모드인 경우는 40%이하로 낮아졌다. 그리고 모델개선후에도 실험모드와 해석모드의 순서가 일치하지 않았다. 이것은 인서트 자체가 차지하는 면적은 작지만 인서트를 패널에 장착하기 위해 주입하는 접착제가 패널내부에 차지하는 면적도 고려해야 하므로 인서트 고정점의 경계조건은 단순지지보다는 완전고정에 가깝기 때문이다.

이 결과를 통하여 탑재체 패널의 인서트 고정점을 완전고정으로 묘사해야만 모델개선을 통하여 정확한 해석모델을 얻을 수 있음을 확인하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 모드시험 결과와 민감도 해석을 이용한 모델개선 방법을 복합요소로 구성된 위상체 구조물인 탑재체 패널에 적용하였다. 9개의 저차모드를 실험적으로 규명하기 위하여 가속도계 위치선정 해석이 우선 수행되었다. 민감도 해석을 통하여 민감도가 가장 큰 면재의 탄성계수를 설계변수로 선정하였으며 모델개선후의 해석모델이 실험결과와 잘 일치하였다. 그러므로 본 연구의 모델개선 방법을 통하여 복합구성 구조물의 정확한 해석모델을 얻을 수

있음을 알 수 있었다. 또한 탑재체 패널 인서트 고정점을 단순지지로 묘사한 경우에는 해석모델 개선결과가 부정확하게 되고 특히 모드형상의 불일치가 크게 나타나게 되며, 완전고정 경계조건으로 나타내야만 정확한 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 1997년도 한국통신 위탁과제(과제명: 정지궤도 통신위성 핵심서브시스템 및 운용시스템 개발)의 지원을 받아 수행되었으며 이에 관계자께 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) Flanigan, C.C. and Botos, C.D., 1997, "Improvement of the Centaur Modal Survey Test Correlation using Dynamic Expansion," Proceedings of the 15th International Modal Analysis Conference, pp. 832~837.
- (5) Kammer, D.C., 1991, "A Hybrid Approach to Test-Analysis-Model Development for Large Space Structures," Journal of Vibration and Acoustics, Vol. 113, pp. 325~332.
- (6) 최성봉 외, 1997, "정지궤도 통신위성 핵심서브시스템 및 운용시스템 개발," 한국통신위탁과제보고서.
- (7) Kubrusly, S., 1985, "Sensors and Controllers Location in Distributed Systems-A Survey," Automatica, Vol. 21, pp. 117~128.
- (8) Kirkegaard, H., 1994, "On the Optimal Location of Sensors for Parametric Identification of Linear Structural Systems," Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 8, pp. 639~647.
- (9) Kim, H.B. and Park, Y.S., 1997, "Sensor Placement Guide for Structural Joint Stiffness Model Improvement," Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 11
- (10) Fox, R.L. and Kapoor, M.P., 1968, "Rates of Change of Eigenvalues and Eigenvectors," AIAA Journal, Vol. 6.
- (11) FEMtools User's Manual, 1996, Dynamic Design Solutions