

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(8), 605-612(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.8.605>

연성하중해석 수행을 위한 인공위성 유한요소모델 보정 및 검증

임재혁\*, 김경원\*\*, 김성훈\*\*, 황도순\*\*\*

Finite Element Model Updating and Validation of Satellites  
for Coupled Load Analysis

Jae Hyuk Lim\*, Kyung-Won Kim\*\*, Sung-Hoon Kim\*\* and Do-Soon Hwang\*\*\*

Korea Aerospace Research Institute, Satellite Structure Department\*,\*\*

Korea Aerospace Research Institute, Satellite Bus Division\*\*\*

ABSTRACT

When developing medium satellites or large satellites, coupled load analysis(CLA) is performed in order to verify satellite design as a final assessment under launch environment. Maximum acceleration, gap between adjacent parts, internal loads obtained from CLA are used to assess the safety of satellite design by comparing them with the allowable loads of every component. To achieve reliable CLA results, satellite FE model have to be properly updated to match with the sine vibration test results. In this paper, the validation procedure of satellite FE model and its results are discussed.

초 록

중형 또는 대형 인공위성은 발사를 앞두고 발사체 회사와 함께 연성하중해석을 실시하여 위성설계를 최종 검증한다. 연성하중해석을 통해 얻어진 최대가속도, 최소간극, 최대하중은 인공위성의 설계하중과 비교하여 인공위성의 설계를 최종적으로 검증하게 된다. 이러한 연성하중해석의 신뢰도를 높이기 위해서는 인공위성 유한요소모델은 충분히 검증되어야 하는데, 발사 직전에 수행하는 정현파 진동시험결과에 맞춰 보정한다. 본 논문에서는 연성하중해석을 위한 유한요소모델의 보정 및 검증결과에 대해 기술한다.

**Key Words** : Validation of Finite Element Model(유한요소모델 검증), Coupled Load Analysis(연성하중해석), Medium Satellites(중형 인공위성), Large Satellites(대형 인공위성)

1. 서 론

인공위성을 발사하기에 앞서 실제 발사환경에서 검증하는 것이 필수적이다. 통상 100kg이하의 소형 인공위성의 경우, 높은 고유주파수 때문에 0~30Hz이하에 집중된 발사하중에 의한 증폭

이 매우 적어 시험을 기반으로 검증을 수행하는 것이 일반적이다[1-2]. 그러나 그 이상의 중형급 이상의 인공위성의 경우 수요자 요구조건에 의해 가급적 많은 탑재장비를 실어야 하므로 100Hz 내에 많은 고유주파수가 집중되어 있어 발사하중에 의해서 위성체로 전달되는 하중의

† Received: March 26, 2013 Accepted: July 15, 2013

\* Corresponding author, E-mail : [ljh77@kari.re.kr](mailto:ljh77@kari.re.kr)

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

증폭가능성이 높다. 이러한 영향을 검토하기 위해 발사체와의 연성하중해석[3-5]을 실시하고 발사하중에 의한 동적증폭을 예측한다. 이러한 해석결과는 인공위성 각 구성품의 설계하중과 비교하게 되며, 이를 통해 최종적으로 위성설계를 검증하게 된다.

연성하중해석의 신뢰성을 높이기 위해서, 유한요소모델은 발사환경시험 중 하나인 정현파 진동시험(Sine Vibration Test) 결과에 맞춰 보정되게 된다. 이러한 보정을 위해서는 많은 노력이 요구되는데, 이를 효과적으로 수행하기 위해서 다양한 관련 연구가 실시되어왔다. 유한요소모델의 보정방법은 크게 시스템의 강성 및 질량행렬을 시험결과에 일치하도록 수정하는 직접수정법(Direct Modification Method)과 민감도가 높은 부위를 점진적으로 보상하는 축차보정법(Iterative Modification Method)으로 나뉘는데, 최근 컴퓨터 성능의 비약적인 발전에 따라 축차보정방법이 널리 쓰이고 있다[6]. 아울러 보정된 유한요소모델의 신뢰성을 판단하기 위해서 특정한 기준이 필요한데, 이는 해외 각 기관에 따라서 사용하는 기준이 조금씩 다르다. 하지만 유한요소모델의 동적특성에 관해서는 주요 고유주파수, 모드형상에 따른 기준을 설정하여 유한요소모델의 신뢰성을 평가하고 있다[7-9].

본 연구에서는 1000kg급 인공위성의 예를 들어 연성하중해석의 신뢰성을 높이기 위한 유한요소모델의 보정 및 검증과정에 대해 기술한다.

## II. 본 론

### 2.1 연성하중해석

연성하중해석의 정확도를 높이기 위해서는 유한요소모델의 신뢰성이 적절히 검증되어야 한다. 이를 위한 유한요소모델의 보정은 정현파 진동시험결과에 맞춰 이루어지며, 보정 후에 행렬형태로 축소되어 발사체 회사로 전달된다. 발사체 회사는 이를 발사체 유한요소모델과 결합하여 각 발사사건에 따라 과도응답해석을 실시하고 이 때 최대 가속도, 최소간극, 최대하중 등을 계산하여 인공위성 개발회사로 전달한다.

#### 2.1.1 정현파 진동시험

정현파 진동시험은 발사환경에서 위성체 각 부분품의 동적 증폭을 확인하여 발사시의 인공위성의 안전여부를 확인하기 위한 시험이다. 이를 위해 인공위성을 Fig. 1과 같이 가진기 위에 올려 두고 0 ~ 100Hz 범위 내에서 발사체 접촉



Fig. 1. Configuration of Sine Vibration Test

부위를 X축, Y축 및 Z축을 각각 가진하여 주파수 응답함수를 획득한다. 가속도계는 개발경험에 따라 증폭비가 큰 지점, 주요 전장품 장착부분에 부착하게 된다. 본 시험에서는 총 30개의 3축 가속도계를 부착하였다. 과잉시험(Overtest)을 방지하기 위해서 진동시험의 입력 하중은 매우 낮은 0.05G로부터 Fig. 2의 인증레벨(Acceptance Level)까지 인증레벨의 1/4 씩 증가시키면서 수행하며, 필요시 입력하중의 노칭(notching)을 하여 주요 부품을 보호한다. 이러한 입력하중은 통상 선정된 발사체회사에서 결정하며, 발사체 고유 특

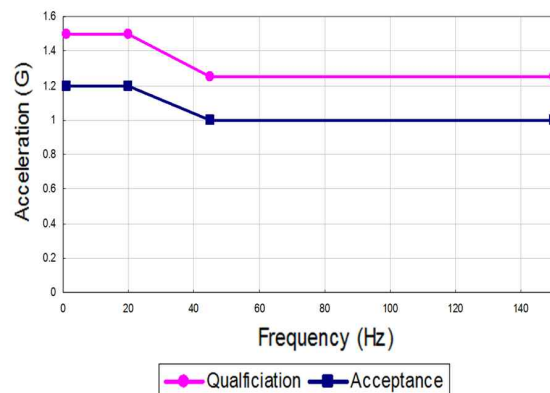


Fig. 2. Input Profile in Z direction

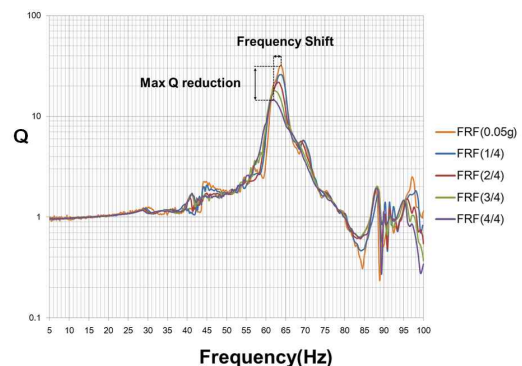


Fig. 3. FRF of Platform #4 subjected to Z Excitation

성 및 가진 축에 따라 조금씩 다르다.

이렇게 측정된 주파수 응답함수는 Fig. 3에 나타나듯이 입력하중 크기에 따른 약한 비선형성을 나타내며, 하중이 커질수록 이는 댐핑이 커져 그 응답이 작아지는 것을 확인할 수 있다. Military 핸드북에 따르면[9], 가급적 작은 하중을 이용해 모드 분석을 수행하는 것을 추천하고 있으며 그 이유는 하중이 커질수록 댐핑 및 비선형성이 커져서 모드분석이 어렵기 때문이다. 그러나 하중이 너무 작은 경우, 신호의 잡음비가 커지며 연성하중에 사용될 인증레벨 하중에서의 실제 증폭비를 알기가 어렵다. 그러므로 본 논문에서는 0.05G 시험결과와 인증레벨 시험결과를 모두 함께 해석결과의 비교에 사용하였다.

### 2.1.2 축소모델 작성

연성하중해석을 실시하기 위해서는 인공위성 유한요소모델은 계산의 효율성 및 보안을 위해서 등가행렬 형태로 축소되어 발사체로 전달된다. 모델 축소에 는 Craig-Bampton 형식이 널리 사용된다[10]. 발사체로 전달하는 등가행렬은 OTM(Output Transformation Matrix)라고 불리우며, ATM(Acceleration), DTM(Displacement) 및 LTM(Load)으로 구성된다[5].

운동방정식은 식(1)과 같이 질량 $[M_{AA}]$ , 강성 $[K_{AA}]$ , 외력 $\{F(t)\}$  및 자유도 $\{u_A\}$ 로 구성된 행렬의 형태로 표현이 가능하다.

$$[M_{AA}]\{\ddot{u}_A\} + [K_{AA}]\{u_A\} = \{F(t)\} \quad (1)$$

시스템의 자유도 $\{u_A\}$ 는 경계자유도  $u_b$ 와 내부 자유도  $u_L$ 로 나뉠 수 있으며, 이 중 내부 자유도는 또 다시 식(2)와 같이 다시 나타낼 수 있다.

$$\{u_A\} = \begin{Bmatrix} u_b \\ u_L \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} I & 0 \\ \phi_R & \phi_L \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_b \\ q \end{Bmatrix} = \phi_{cb} \begin{Bmatrix} u_b \\ q \end{Bmatrix} \quad (2)$$

여기서  $\phi_R$ 는 경계자유도의 강제모드,  $\phi_L$ 는 경계자유도를 구속시의 시스템의 탄성변형모드를 가리킨다.  $q$ 는 모달자유도를 가리킨다.

식(1)의 양변에 식(2)를 대입하면 식(3)과 같이 유도된다.

$$\phi_{cb}^T [M_{AA}] \phi_{cb} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_b \\ \ddot{q} \end{Bmatrix} + \phi_{cb}^T [K_{AA}] \phi_{cb} \begin{Bmatrix} u_b \\ q \end{Bmatrix} = \phi_{cb}^T \begin{Bmatrix} F_b \\ F_L \end{Bmatrix} \quad (3)$$

여기에 경계 지점 외에는 가해지는 힘이 없다고 가정하면  $F_L = 0$ 이 되며 식(4)와 같이 간략해진다.

$$M_{CB} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_b \\ \ddot{q} \end{Bmatrix} + K_{CB} \begin{Bmatrix} u_b \\ q \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_b \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (4)$$

$$\text{where, } M_{CB} = \begin{bmatrix} M_{bb} & M_{bq} \\ M_{qb} & M_{qq} \end{bmatrix}, K_{CB} = \begin{bmatrix} K_{bb} & K_{bq} \\ K_{qb} & K_{qq} \end{bmatrix}$$

여기서 모달자유도  $q$ 를 질량에 대한 정규화 (Mass Normalization)를 했다고 가정하고, 적절한 모달댐핑  $\xi$ 을 고려하면 식(5)와 같이 간략해진다.

$$\begin{bmatrix} M_{bb} & M_{bq} \\ M_{qb} & I \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_b \\ \ddot{q} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 2\xi w \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{u}_b \\ \dot{q} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{bb} & 0 \\ 0 & w^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_b \\ q \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_b \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (5)$$

식(5)와 같이 유도한 운동방정식을 풀면 식(6)과 같은 형태의 하중, 가속도, 변위 변환행렬을 유도할 수 있다. 여기서 이렇게 구한  $[LTM]$ ,  $[ATM]$ ,  $[DTM]$  행렬은 발사체회사로 전달되어 연성하중해석에 사용된다.

$$\{L\} = [LTM] \begin{Bmatrix} \ddot{u}_b \\ \ddot{q} \end{Bmatrix}, \quad \{A\} = [ATM] \begin{Bmatrix} \ddot{u}_b \\ \ddot{q} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

$$\{D\} = [DTM] \begin{Bmatrix} u_b \\ q \end{Bmatrix} = \frac{[ATM]}{-w^2} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_b \\ \ddot{q} \end{Bmatrix}$$

여기서,  $[ATM]$ ,  $[DTM]$ 은 식 (2)를 이용하면 식(7)과 간단하게 유도된다.

$$[ATM] = \begin{bmatrix} I & 0 \\ \phi_R & \phi_L \end{bmatrix}, [DTM] = \frac{[ATM]}{-w^2} \quad (7)$$

$[LTM]$ 은 구하고자 하는 하중에 따라 위성체 경계하중, 최대응력 등에 따라 다르게 표현되며 참고문헌[5]에 자세한 수식이 잘 나타나 있다.

발사체에서는 이러한 축소모델을 발사체 모델과 결합한 후 1 ~ 2% 수준의 일정한 모달댐핑계수를 사용해서 연성하중해석을 실시한다. 본 연구에서는 1%를 사용하였다. 연성하중해석을 실시한 이후에는 발사체로부터 발사, 단분리, 돌풍과 같은 주요 발사사건(Launch Event) 별로 최대 가속도, 최소 간극, 최대 응력이 계산되어 인공위성 개발회사로 전달되며, 이 결과를 각 부분품의 허용하중과 비교하여 위성설계를 검증한다.

## 2.2 유한요소모델 보정

Figure 4 및 Table 1과 같이 작성된 유한요소 모델은 해석모델이 구현할 수 없는 불확실성 (uncertainty)로 인해 때문에 실제 개발된 인공

Table 1. FE Model Summary of Satellite

Subject	Summary
Dimension (Stowed Configuration)	Diameter 2.02m Height 3.47m
Total Weight	967kg
Number of Nodes	269,039
Number of Elements	365,644

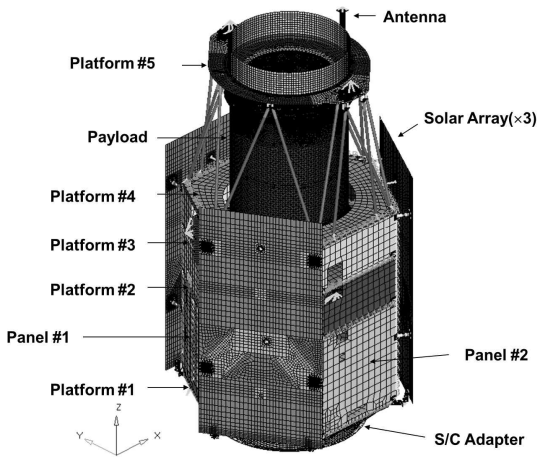


Fig. 4. FE Model of Satellite

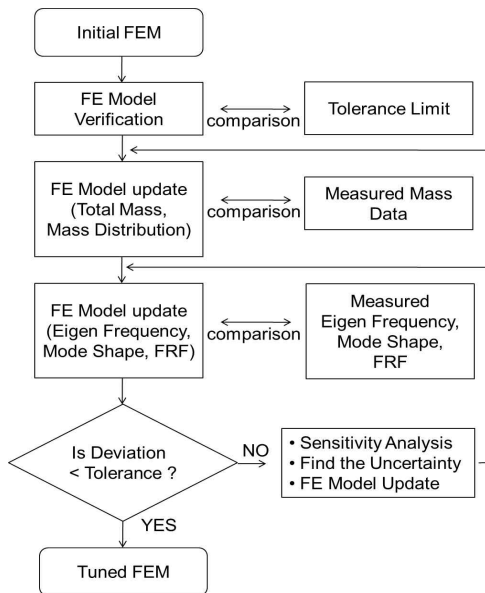


Fig. 5. Flow Chart of FE Model Validation

위성과는 차이를 갖고 있으며, 이에 따른 보정이 이루어진다. 유한요소모델은 보정은 Fig. 5와 같은 순서로 이루어진다. 우선 작성된 유한요소모델이 수학적으로 문제가 없는 지 검증(Mathematical Verification)을 수행한다. 이러한

Table 2. FE Modeling of Platform #4

Part	Model	Total Mass(kg)	Modeling
Platform #4	Sandwich Platform	8.28	Composite Shell
	Unit 1	0.21	Concentrated Mass
	Unit 2	0.21	Concentrated Mass
	Unit 3	0.72	Concentrated Mass
	Bracket	0.02	Non-Structural Mass
	Housing	0.01	Non-Structural Mass
	TCS	0.70	Non-Structural Mass
	Harness	1.50	Non-Structural Mass
	Integration HW	0.43	Non-Structural Mass
Sum		12.08	

검증은 ECSS(European Cooperation for Space Standardization) 및 NASA에서 제안하는 자유경계 변형에너지 확인(Free-Free Strain Energy Check), 1G 중력에서의 반력 확인(1G Gravity Check)등을 수행하여 이루어진다[7-8]. 이어서 질량분포표에 맞춰 총질량 및 질량분포를 맞추고, 최종적으로 정현파 진동시험결과와 유사하도록 유한요소모델을 보정한다.

2.2.1 총중량 및 중량분포 보정

정현파 시험결과에 맞게 유한요소모델 보정을 수행하기에 앞서, 총중량 및 중량분포의 보정을 우선 실시한다. 중량의 분포는 Table 2처럼 인공위성의 부분체의 무게가 잘 정리된 질량 분포표를 기준으로 분포된다. 플랫폼, 패널과 같은 주요 구조체는 CAD파일을 이용하여 실제 형상이 가깝게 모델링을 수행하며, 강성이 높은 전자박스는 집중질량요소(Concentrated Mass)를 이용해 표현한다. 정확한 표현이 어려운 볼트, 너트 플레이트와 같은 체결류, 부상, 인서트, 하니스 및 인서트 접착제의 무게는 단위 면적 또는 단위 길이 당 질량으로 표현하는 비구조질량(Non-Structural Mass, NSM)요소를 이용해 반영한다[11].

2.2.2 주요 진동모드 및 주자유도 선정

수치해석 및 시험을 통해서 많은 진동모드를 얻을 수 있지만, 실제적으로 모든 진동모드를 보정하는 것은 매우 많은 시간과 노력을 요구할 뿐만 아니라 그 노력대비 결과의 신뢰성이 매우 높아지지는 않는다. 이러한 문제의 해결을 위해

**Table 3. Main Mode Description & Effective Mass Ratio**

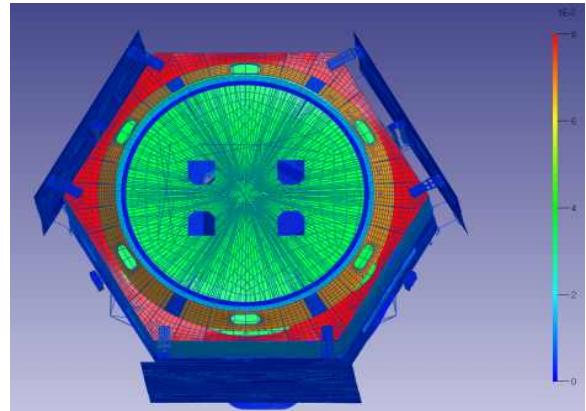
Mode	No.	Frequency (Hz)	X (%)	Y (%)	Z (%)
X lateral	1	22.70	54.7	5.3	0.0
Y lateral	2	22.82	5.5	53.9	0.0
Platform #1	3	41.81	0.1	0.1	14.2
Module #2 Y	12	52.87	0.4	13.1	2.1
Module #2 X	13	55.56	13.3	0.3	2.8
Platform #2	15	61.38	0.0	0.8	23.1
Platform #3	17	63.80	0.0	0.0	10.7
Payload Z	22	69.00	0.0	0.1	4.5
Platform #1 2nd Mode	23	75.95	0.3	0.2	7.6
Antenna	49	98.17	0.2	0.0	0.7
Sum			74.5	73.8	65.7

보정에 사용할 주요모드를 선정하는 것이 필요하다. ECSS에서는 Table 3과 같이 유효질량률(Effective Mass Ratio)의 크기에 따라 주요모드를 선정하는 것을 제안하고 있으며, 유효질량률이 작더라도 필요시 설계자 관심에 따라 모드를 추가할 수 있다.

앞서 2.1.1.에서 언급하였듯이 30개의 가속도 센서는 모두 관심 있는 구성품의 가속도를 측정하지만, 일부 센서는 적절한 크기의 큰 응답을 주는 위치에 놓여 있지 못하거나 하중입력이 잘 가진되지 않는 방향으로 되어 있어 그 응답이 매우 작다. 이러한 이유로 일부 가속도 센서의 응답은 그리 크지 않으며, 유한요소모델의 검증을 위해 사용하기에는 적절하지 않다. 이러한 문제의 해결을 위해 본 논문에서는 인증레벨시험 측정결과에서 최소 10 이상의 큰 증폭을 보이는 가속도 센서의 자유도를 주자유도(Master Degrees of Freedom)로 선정하여 유한요소모델 검증에 사용하였다.

**2.2.3 민감도 분석 및 유한요소모델 보정**

인공위성과 같이 많은 자유도를 갖는 복잡한 항공우주구조체의 유한요소모델의 보정을 효과적으로 수행하기 위해서는 고유주파수, 모드형상, 주파수 응답함수에 관하여 민감도 분석을 수행하며, 그 이유는 민감도가 큰 부분을 보정에 사용해야 유한요소모델의 보정량을 최소화하기 때문이다. 아래의 식 (8)은 본 연구에서 사용한 고유주파수에 따른 민감도를 나타낸다. 간편한



**Fig. 6. Sensitivity Plot with respect to Elastic Modulus at X Lateral Mode**

계산을 위해 유한차분법을 활용하였으며 이를 위해 FEM Tools Ver 3.5를 사용하였다[12]. Fig. 6에 X방향 굽힘모드(X lateral)에서의 탄성계수에 따른 민감도를 나타내었다.

$$\frac{\delta f_i}{\delta P_j} \approx \frac{\Delta f_i}{\Delta P_j} = \frac{\{\phi_i\}^T \left( \frac{[\Delta K]}{\Delta P_j} - 4\pi^2 f_i^2 \frac{[\Delta M]}{\Delta P_j} \right) \{\phi_i\}}{8\pi^2 f_i^2 \{\phi_i\}^T [\Delta M] \{\phi_i\}} \quad (8)$$

여기서,  $f$ 는 고유주파수,  $P$ 는 재료물성 및 두께와 같은 주요 설계변수,  $\phi$ 는 모드형상,  $M$ 은 질량행렬,  $K$ 는 강성행렬이다.  $i, j$ 는 각각 고유주파수, 설계변수의 지수이다.

**2.2.4 해석모델 검증 및 검증기준 설정**

민감도 분석을 수행해서 보정을 완료한 유한요소모델의 성능을 정현과 진동시험결과와 비교하였다. 모드 형상 및 주파수 응답함수의 비교를 위해 식 (9)와 (10)에 기술된 FDAC(Frequency Domain Assurance Criterion)과 FRAC (Frequency Response Assurance Criterion)을 사용하였다 [12-14]. FDAC와 FRAC은 Table 4에서 비교하였듯이 주파수 영역에서 MAC(Modal Assurance Criterion), COMAC(Coordinate Modal Assurance Criterion)을 정의한 것으로 각각 모드형상 및 주파수 응답함수를 비교하는 데에 사용된다.

FDAC는 식 (9)에 나타나듯이 짝(Pair)으로 구성된 시험주파수( $f_t$ )와의 해석주파수( $f_a$ )에서 주파수 응답함수의 상관관계를 나타내며 특정주파수에서 모든 주자유도 주파수응답함수의 전역(Global)적인 오차를 평가하는데 사용된다.

$$FDAC(f_a, f_t) = \frac{(\{\alpha_a(f_a)\}^H \{\alpha_t(f_t)\})^2}{(\{\alpha_a(f_a)\}^H \{\alpha_a(f_a)\}) (\{\alpha_t(f_t)\}^H \{\alpha_t(f_t)\})} \quad (9)$$

**Table 4. Comparison of FE Model Assurance Criteria and Test-Analysis Correlation Criteria**

Domain	Global (all Master d.o.f each freq.)	Local (each Master d.o.f all freq.)
Frequency	FDAC	FRAC
Modal	MAC	COMAC
Mode	Quality Criteria[7]	
Fundamental Bending modes of a spacecraft	MAC	> 0.9
	$\Delta f$	< 3%
Modes with effective masses > 10% of the total mass	MAC	> 0.85
	$\Delta f$	< 5%
For other modes in the relevant frequency range	MAC	> 0.80
	$\Delta f$	< 10%

여기서,  $\alpha$ 는 주파수 응답함수를 가리키며, H는 켈레전치, t는 시험치, a는 해석치를 가리킨다.

FRAC은 측정된 주파수응답함수와 해석으로 구한 주파수 응답함수의 차이를 관심 주파수 영역 0 ~ 100Hz에서 합하여 나타낸다. 즉, 선택된 (Local) 주자유도의 주파수 응답함수 오차를 평가하는데 사용된다. 그러나, FRAC은 수식 (10)에 나타나듯이 전 주파수 대역(f)에서 주파수 응답함수의 값에 따른 차이를 계산하기 때문에 모든 항공우주기관에서 허용하는 3% 수준 이하의 약간의 주파수 차이에 의한 오차에 따라 민감하게 반응한다[13]. 그래서 FRAC만으로 주파수응답함수의 차이를 평가하기에는 적절하지 않은 것으로 알려져 있으며, 이를 보정하기 위해 다른 오차정의를 함께 사용하기도 한다[14].

$$FRAC = \frac{(\{\alpha_{a,ij}(f)\}^H \{\alpha_{l,ij}(f)\})^2}{(\{\alpha_{a,ij}(f)\}^H \{\alpha_{a,ij}(f)\})(\{\alpha_{l,ij}(f)\}^H \{\alpha_{l,ij}(f)\})} \quad (10)$$

여기서, i와 j는 각각 가진 점과 응답 지점의 자유도를 가리킨다.

본 논문에서는 FRAC 이외에도, 연성하중해석에서 보수적인 결과 도출을 위해 1%의 모달댐핑만 사용하므로 주파수응답함수의 해석결과가 시험결과보다 크게 예측되는 경우에는 수식 (11)처럼 두 응답이 같다고 판정하였으며 이 결과를 MFRAC(Modified FRAC)으로 명명하여 모델 검증에 사용하였다.

$$\text{if } (\alpha_{i,a} > \alpha_{i,t}) \text{ then, } \alpha_{i,a} = \alpha_{i,t} \quad (11)$$

유한요소모델의 검증기준은 앞서 언급하였듯

이 같은 항공우주분야라도 NASA, ECSS, AIR FORCE 등 해당기관마다 사용하는 기준은 조금씩 다르지만, 기본적으로 주파수 차이, 모드형상을 모두 검증기준으로 채택하고 있다. 본 논문에서는 ECSS 기준을 사용하였는데, ECSS의 검증기준은 Table. 4에 나타나듯이 인공위성을 대상으로 특화시켜 유효질량율에 따라 기준을 구분한 것이 주요 특징이다. 이 기준들에는 주파수 응답함수 평가기준은 기술되지 않았으나 본 연구에서는 FDAC(=MAC)과 유사하게 FRAC에 관해 80%이상을 선정하였다.

보정된 유한요소모델과 시험과의 비교결과를 Table 5와 6, Fig. 7에 나타내었다. Table 5에 주파수 비교, FDAC를 이용한 모드형상 비교결과를 나타내었다. 주파수 차이는 최대 3%이내, 모드형상은 최소 80%이상의 높은 상관관계를 보이고 있음을 확인하였다. 또한, 공진점에서 최대 증폭비를 비교한 결과, 1% 댐핑을 고려한 해석결과가 시험결과에 비해 대부분 크게 예측하는 것을 확인할 수 있었다. 특히, 연성하중해석을 신뢰도를 높이기 위해서는 저주파 대역의 유효질량율이 높은 모드가 매우 중요한데 이러한 모드에서는 그 증폭비가 시험치에 비해 크게 나타나 연성하중해석결과가 충분히 보수적으로 나타낼 수 있을 것으로 예상된다. 시험치에 비해 증폭비가 크지 않은 일부 모드에서도 높은 FDAC 값을 보유하고 있음을 확인하였으며, 이러한 상관관계를 이용해서 필요시 해석결과를 적절히 보상함으로써 충분히 신뢰성 있는 해석을 수행할 수 있으리라 생각된다.

주자유도의 주파수응답함수 상관관계를 FRAC과 MFRAC으로 계산한 결과를 Table. 6에 나타내었다. Fig. 7(a)~(b) 처럼 관심대상인 증폭비 10이상의 주요 공진점에서 거의 유사해 보이는 주파수 응답함수에도 불과하고 FRAC은 각각 84.48%, 57.58%에 불과한 낮은 상관관계를 보인다. 그 이유는 FRAC은 주파수 응답함수의 완벽한 동일성을 평가하는 함수이기 때문이다. 그러므로 1% 수준의 댐핑을 사용하여 보수적인 해석결과를 도출하는 연성하중해석에서는 사용하기에는 너무 엄격하다. 대신 식(11)처럼 해석결과가 시험결과보다 높은 경우 오차로 고려하지 않는 조건을 적용한 MFRAC을 살펴보면 80%이상의 높은 상관관계를 나타내는 것을 확인하였다. 본 연구에서 제안한 가정이 연성하중해석을 위한 주파수 응답함수의 오차를 적절히 평가한다고 할 수 있다. 즉, 주파수 응답함수도 보수적인 해석결과를 허용하여 80%이상의 높은 신뢰성을 얻을 수 있음을 확인하였다.



Table 5. Comparison of Modal Property & Amplification between Test and Analysis

Mode	Master d.o.f	Input Axis	Frequency(Hz)			Error (%)	FDAC(%) (0.05g)	Max Amplification (Q)	
			Initial FEM	Tuned FEM	Test (0.05g)			Analysis ( $\xi=1\%$ )	Test (Acceptance Level)
X lateral	AEOS4N	X	20.95	22.70	22.20	2.3%	95.7%	93	29
Y lateral	NP2Y	Y	21.07	22.82	22.45	1.6%	95.3%	93	38
Platform #1	CP1Z	Z	41.21	41.81	42.33	1.2%	81.1%	48	13
Module #2 Y	NP2Y	Y	54.57	52.87	53.75	1.6%	95.5%	34	11
Module #2 X	NP4X	X	57.20	55.56	56.18	1.1%	98.1%	40	14
Platform #2	AEOS1Z	Z	61.14	61.38	60.70	1.1%	85.7%	23	14
Platform #3	PP2Z	Z	63.48	63.80	63.44	0.6%	85.6%	84	14
Payload Z	CP1Z	Z	N.A.	69.00	69.30	0.4%	92.0%	14	15
Platform #1 2nd Mode	AEOS1Z	Z	N.A.	75.95	74.06	2.6%	97.4%	23	23
Antenna	NP1X	X	>100.0	98.17	95.50	2.8%	92.8%	32	10

Table 6. FRAC and MFRAC

Master d.o.f/ Input Axis	FRAC (0.05g) (%)	MFRAC (0.05g) (%)
ACP1N/X	84.48	96.82
AEOS4N/X	67.65	87.44
NP1X/X	79.38	96.66
NP4X/X	72.93	89.42
ACP3N/Y	72.48	81.57
NP2Y/Y	78.09	96.58
AEOS1Z/Z	85.83	92.26
CP1Z/Z	57.58	92.42
PP2Z/Z	49.43	92.93

### III. 결 론

본 논문에서는 연성하중해석 수행을 하기 위한 유한요소모델의 보정 및 검증과정에 다루었다. 이를 위해 정현파 진동시험결과에 맞춰 유한요소모델을 보정하였으며, 상관관계의 비교를 위해서 주파수 차이, FDAC, FRAC, MFRAC를 사용하여 주요 모달특성을 비교하였다. 보정결과, 주파수 차이 3%이하, FDAC는 80%이상, 주파수 응답함수도 보수적인 해석을 허용하는 경우 최소 80% 이상인 높은 상관관계를 갖는 것을 확인하였다. 또한 1% 모달댐핑을 사용한 주파수 응답함수의 해석결과가 승인레벨 정현파 진동시험결과에 비해 대부분 응답이 높기 때문에 발사체와 수행할 연성하중해석결과가 충분히 신뢰성이 높을 것으로 판단된다. 즉, 인공위성의 유한요소모델이 연성하중해석을 위해 적절히 보정되었다고 할 수 있다. 후속연구로 주파수응답함수 평가 지수인 FRAC의 단점인 주파수 차이에 의한 민감성을 완화시키는 연구가 진행 중이며 추후 제시할 계획이다.

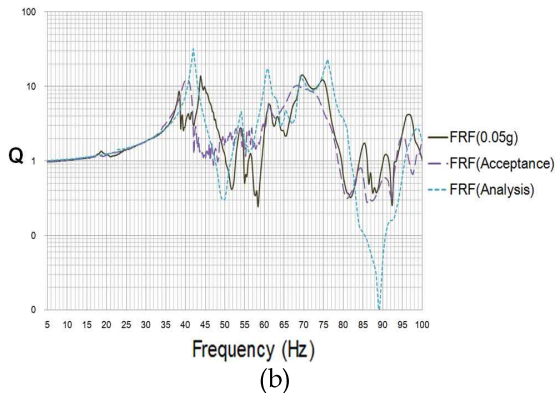
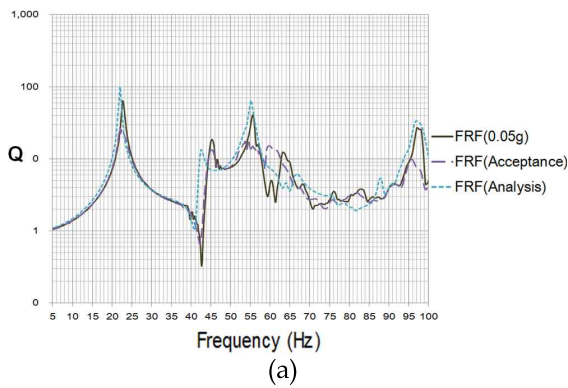


Fig. 7. FRF Comparison between test and analysis: (a) NP1X/X (b)CP1Z/Z

### References

- 1) Sarafin, T. P. and Larson, W. J., *Spacecraft Structures and Mechanisms: From Concept to Launch*, Kluwer, 1995.
- 2) Cho, H.-K., Lee, S.-H., and Cha, W.-H., "Dynamic Behavior Response and Investigation of a Small-Class Satellite Having Sandwich Panel Structures," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 9, 2012, pp. 771-780.
- 3) Hwang, D.-S., Lee, Y.-S., and Kim, I.-G.,

"A Study on the Optimization of a Spacecraft Structure by Using Coupled Load Analysis Model and Modal Transient Analysis," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 6, 2004, pp. 34-48.

4) Hwang, D.-S., Lee, Y.-S., and Kim, I.-G., "Optimization of Spacecraft Structure by Using Coupled Load Analysis," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 30, No. 4, 2002, pp. 106-113.

5) Wijker, J. J., *Spacecraft Structures*, Springer, 2007.

6) Friswell, M. I. and Mottershead, J. E., *Finite Element Model Updating in Structural Dynamics*, Kluwer, Dordrecht, 1995.

7) European Cooperation for Space Standardization, *Space Engineering: Structural finite element models*, ECSS-E-ST-32-03C, 2008.

8) NASA, NASA Technical Standard : *Load Analyses of Spacecraft and Payloads*, NASA-STD-5002, 1996.

9) Department of Defence, MIL- HDBK- Handbook-340A (USAF), *Test Requirements for Launch, Upper Stage, and Space Vehicles, Volume II: Applications and Guidelines*, 1999.

10) Craig, R. R. and Bampton, M. C. C., "Coupling of Substructures for Dynamic Analysis," *AIAA Journal*, Vol. 6, 1968, pp.1313-1319.

11) Dynamic Analysis User's Guide: MSC Nastran 2012, MSC Software, 2011.

12) Dynamic Design Solutions, *FEM Tools Model Updating Theoretical Manual, Version 3.5*, Leuven (Belgium), 2010.

13) Lammens, S., *Frequency Response Based Validation of Dynamic Structural Finite Element Models*, PhD Thesis, Katholieke Universiteit Leuven, 1995.

14) Göge, D. and Link, M., Assessment of Computational Model Updating Procedures with regard to Model Validation, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 7, 2003, pp. 47-61.