

미소진동 영향성 예측을 위한 인공위성 유한요소모델 보정

임재혁*, 은희광**, 김대관***, 김홍배****, 김성훈****

Satellite finite element model updating for the prediction of the effect of micro-vibration

Jae Hyuk Lim*, Hee-Kwang Eun**, Dae-Kwan Kim***, Hong-Bae Kim**** and Sung-Hoon Kim****

Korea Aerospace Research Institute, Satellite Structure Team* '****

Korea Aerospace Research Institute, Space Environment Test Team**

Korea Aerospace Research Institute, Satellite Control System Team***

ABSTRACT

In this work, satellite FE (finite element) model updating for the prediction of the effect of micro-vibration is described. In the case of satellites launched in low earth orbit, high agility and more mission accomplishments are required by the customer in order to procure many images from satellites. To achieve the goal, many mechanisms, including high capacity wheels and antennas with multi-axis gimbals have been widely adopted, but they become a source of micro-vibration which could significantly deteriorate the quality of images. To investigate the effect due to the micro-vibration in orbit on the ground, a prediction is conducted through an integrated model coupling the measured jitter sources with FE (finite element) model. Before prediction, the FE model is updated to match simulation results with the modal survey test. Subsequently, the quality of FE model is evaluated in terms of frequency deviation error, the resemblance of mode shapes and FRFs (frequency response functions) between test and analysis.

초 록

본 논문에서는 미소진동 영향성 예측을 위한 인공위성 유한요소모델 보정에 관해 기술한다. 최근 지구 저궤도에 발사되는 상업용 지구관측위성의 경우, 수요자의 요구로 인해 주어진 시간 안에 다양한 지역의 많은 영상을 공급해야 한다. 이를 구현하기 위해 고용량 휠, 다축 김발을 탑재한 안테나 등 다양한 구동기를 사용한다. 그러나 이러한 구동기는 작동 시 미소진동을 유발할 수 있으며, 이러한 미소진동은 매우 작기는 하지만 지구관측 탑재체를 가진하여 영상품질을 저감시킬 수 있다. 이러한 미소진동에 의한 영향성을 살펴보기 위해서 유한요소모델과 미소진동원 시험결과를 결합한 연성해석을 실시하며, 해석에 앞서 유한요소모델 보정을 실시한다. 보정 전후의 주파수 차이, 모드형상 상관관계, 주파수응답함수 상관관계를 비교하여 개선된 유한요소모델의 품질을 평가하였다.

Key Words : Finite Element Model Updating(유한요소모델 보정), Micro-vibration(미소진동), Modal Survey Test(모달시험), Image Quality(영상품질), SNR(신호잡음비)

† Received: April 29, 2014 Accepted: July 18, 2014

* Corresponding author, E-mail : ljh77@kari.re.kr<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

1999년 발사되어 세계 최초로 1m급 고해상도 영상의 판매를 시작한 IKONOS, 2008년 발사되어 0.5m이하 고해상도 영상 판매시장을 개척한 GeoEye-1 (해상도 0.41m), 아울러 2014년 발사에 정인 WorldView-3 (해상도 0.31m)에 이르기 까지 현재 전 세계적으로 서브미터급 고해상도 영상이 상업적으로 판매되고 있으며, 우리나라도 2006년과 2012년 발사된 다목적실용위성 2호와 3호의 영상의 해상도가 각각 1.0m, 0.7m 수준으로 고해상도 영상 판매시장에 진출중이다.

고해상도 영상은 지도제작, 도시계획, 재난감지 등의 다양한 목적으로 활용되고 있고, 유로컨설트사 보고 [1]에 따르면 영상시장은 2014년 현재 25억 달러(약 2.7조원)이며, 2018년 37억달러(약 4.0조원)까지 커질 예정이므로 고해상도 영상을 확보할 수 있는 인공위성을 개발하는 것에 대한 우주선진국의 관심이 고조되고 있다. 특히, 최근 지구 저궤도에 발사되는 상업용 지구관측위성의 경우 서브미터 급의 높은 해상도를 보유했어야 뿐만 아니라 수요자의 요구로 인해 주어진 시간 안에 다양한 지역의 많은 영상을 공급해야 한다. 이를 구현하기 위해 고용량 휠, 다축 김발을 탑재한 안테나 등 다양한 구동기를 사용한다. 적외선 센서를 탑재한 경우 극저온을 유지하기 위해 압축 구동기를 탑재한 능동형 냉각기를 사용하기도 한다.

그러나 이러한 구동기는 작동 시 미소진동(micro-vibration)을 유발할 수 있으며, 이러한 미소진동의 진폭은 통상 마이크로미터 수준으로 매우 작기 때문에 인공위성 운영 시의 기계적 강도에는 전혀 영향을 주지는 않지만 관측탑재체를 가진하여 촬영된 영상의 품질을 저감시킬 수 있기 때문에 설계단계에서 이에 관한 영향성을 판단하는 것은 매우 중요한 일이다. 특히, 같은 수준의 떨림이라고 해도 해상도가 좋아질수록 영상품질 저하의 영향이 커지므로 인공위성 설계단계 초기부터 이를 필수적으로 고려해야 한다.

이러한 요구조건을 만족할 수 있는 인공위성 및 광학탑재체 설계방법에 관해 널리 확립된 절차는 없으나 일부 연구진들에 의해 부분적으로 공개되어 있고 필요에 따라 독자적으로 방법론을 정립해 가고 있는 실정이다[2-6].

국외에서는 Genberg[2-3]와 Michels[4]들이 광기계해석 개발관련 이론 및 영상품질 저감예측에 대한 연구를 수행하였으며, 국내에서는 이대

은[5]과 박지용[6]의 연구에서 미소진동에 의한 영상품질저감 모사 소프트웨어 개발, 인공위성 테스트베드를 이용한 미소진동 영향성에 관한 연구를 각각 수행한 바 있다.

인공위성의 미소진동 영향성을 판단하는 가장 좋은 방법은 지상에서 무중력모사 환경을 구현하고 모든 구동기를 작동시킨 후 영상을 촬영하고 그 영상품질을 평가하는 것이다. 그러나 무중력 환경의 구현이나 광학 조준기 등의 엄밀한 설정이 어렵기 때문에 지상 근접촬영으로는 영상품질의 변화를 정확히 살펴보기 매우 어렵다. 이를 대체하기 위해서 널리 사용하고 있는 방법 중 하나는 무중력모사 환경에서 모달시험을 수행하고 그 정보를 이용해서 유한요소모델을 보정한 후 여기에 구동기의 시험결과를 결합하여 미소진동 영향성을 평가하는 것이다. 이러한 업무를 수행하기 위해서는 매우 정확도가 높은 유한요소모델이 필요하며 이를 위해서는 유한요소모델의 보정은 필수적이다.

인공위성 유한요소모델의 보정은 통상 연성하중해석을 위해 수행되며 100kg내외의 인공위성은 200Hz 이하[7], 1톤급의 인공위성은 100Hz 이하[8-9] 수준까지 이루어졌다. 최소비행중량 3.5톤의 한국형 기동헬기의 경우 30Hz[10]까지 보정이 이루어지기도 하였다. 통상 총중량이 무거워질수록 저주파에 주요모드가 집중되어서 높은 주파수까지의 보정이 어려워진다. 그러나 영상품질저하를 예측하기 위해서는 통상 약 200 ~ 300Hz까지 보정된 유한요소모델을 필요로 하기 때문에 이러한 영역까지 유한요소모델이 보정되기 위해서는 많은 노력이 필요한 실정이다.

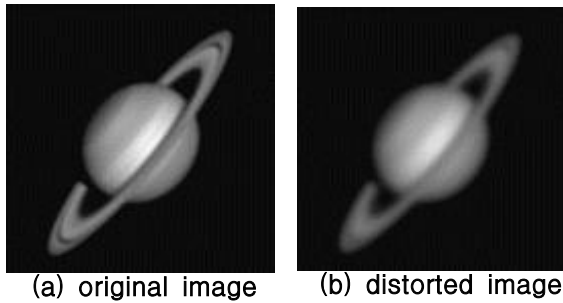
본 논문에서는 미소진동 영향성 예측을 위한 인공위성 유한요소모델 보정에 관해 소개하고 그 결과를 분석하였다. 이를 위해 모달시험과 유한요소모델 보정을 실시하며, 보정 전후의 주파수 차이, 모드형상 상관관계, 주파수응답함수 상관관계를 비교하여 보정에 의해 개선된 유한요소모델의 품질을 평가하고 고찰하였다.

II. 본 론

2.1 미소진동 영향성 분석

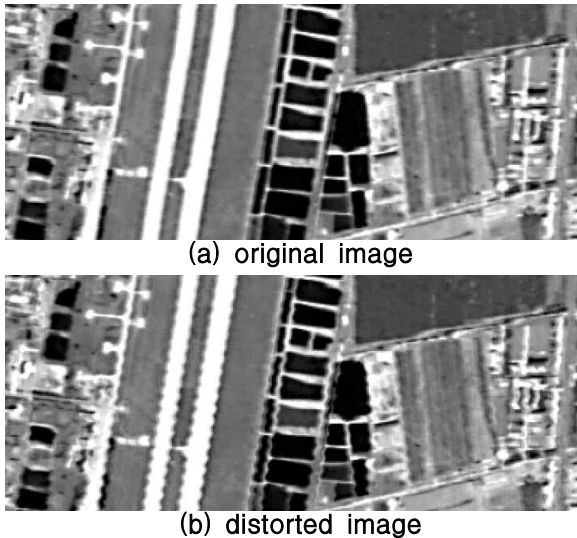
2.1.1 조준선 지터

미소진동은 관측탑재체를 가진하여 영상의 선명도와 같은 영상품질을 저하시킬 수 있으며, 이러한 영향을 판단하기 위해 PSF (point spread function)와 MTF (modulated transfer



(a) original image (b) distorted image

Fig. 1. Distorted images due to high frequency jitter



(a) original image (b) distorted image

Fig. 2. Distorted images due to low frequency excitation [11]

function)와 같은 평가지수를 사용한다. 외란에 의한 가진으로 인하여 광학탐재체 내의 영상의 경로를 구성하는 반사경이나 센서가 이상적인 위치로부터 흔들림에 따라 센서의 노출시간 (Exposure time, Integration time)내에서 픽셀에 대하여 상당한 크기로 영상이 흔들릴 경우, 광학계의 MTF 저하를 야기함으로 인하여 Fig. 1과 같이 영상의 선명도가 저하되는 현상이 발생한다. 이러한 현상을 조준선 지터(Line of sight jitter)라고 부르며, 특히 MTF 저하에 기여하는 부분이 고주파대역 성분이 많기 때문에 고주파 지터(High frequency jitter), 랜덤지터(Random jitter)라고도 부른다. 또한 노출시간과는 관계없이 안테나, 태양전지판과 같은 부구조물에 의해 저주파 성분의 흔들림이 존재할 경우, Fig. 2와 같이 영상의 거시적 흔들림이 존재하게 된다.

2.1.2 미소진동에 의한 영상품질 저하 예측

인공위성의 관측탐재체로 널리 사용되는 카세그레인(Cassegrain) 망원경의 경우, 이를

구성하는 주요 반사경: 주경(Primary Mirror, M1), 부경(Secondary Mirror, M2)등의 움직임에 의해 영상품질의 변화가 결정되며 이는 간단하게 수식 (1)~(3)을 이용해 나타낼 수 있다[2].

$$\{\Delta\} = [OC]\{X_{mirror}\} \quad (1)$$

$$\sigma_{jitter} = \frac{\{\Delta\}}{f_{eff}} \quad (2)$$

$$MTF_{LOSjitter} = \exp(-2\pi^2\sigma_{jitter}^2 f_{eff}^2) \quad (3)$$

여기서, $\{\Delta\}$ 는 영상 초점면의 움직임, $[OC]$ 는 광학민감도 행렬을 가리키며, $\{X_{mirror}\}$ 는 망원경 반사경의 움직임, f_{eff} 는 유효초점거리, σ_{jitter} 는 영상의 한 픽셀이 움직이는 거리를 가리킨다. 이러한 움직임의 방향이 충분히 무작위(random)이면 MTF 저하량과 픽셀의 움직임과의 관계는 식(3)과 같이 표현할 수 있다. 여기서 $\{X_{mirror}\}$ 는 각각 거울면의 6개의 변위를 가리키며 이는 보정된 유한요소모델로부터 얻어낸다. 이러한 이유로 유한요소모델의 신뢰성이 높도록 보정하는 일은 매우 중요하다. 아울러, 미소진동(micro-vibration)은 그 진동특성상 댐핑이 작기 때문에 통상적으로 0.2~0.5%의 낮은 모달댐핑을 사용하여 그 양을 예측한다[12]. 본 논문에서는 전주파수 대역에서 0.5%를 사용하였다.

2.2 유한요소모델 생성

유한요소모델은 3차원 CAD모델을 이용하여 가급적 실제 개발된 인공위성과 형상, 재료, 체결된 볼트의 수 등이 같도록 모델링을 수행한다. 유한요소모델링을 위해서 PATRAN, 해석을 위해서는 NASTRAN을 사용하였으며, 알루미늄 및 복합재료 샌드위치 플랫폼은 복합재료 셀요소(PCOMP), 론저론 및 레일 등의 플랫폼은 셀요소(PSELL), 강성이 강하고 무거운 전장품은 질량요소(CONM2)와 강체요소(RBE2)를 결합하여 구현하였다. 아울러 다층단열박막, 볼트의 중량, 본드 등과 같이 형상을 고려하기 어려운 부품은 비구조질량요소(NSM)를 이용하여 반영하였다. 사용된 요소의 수는 430,070여개 절점의 수는 304,802개이다. 총중량 및 중량분포는 Table 1에 중량분포표(Mass property table)를 기준으로 작성하였으며, 총중량 및 중량분포가 측정결과와 0.5%오차범위에서 일치하게 하였다.

2.3 모달시험

인공위성은 임무수행 중에 아무런 구속조건이 없는 자유경계조건 환경에 놓이게 된다. 이를

지상에서 구현하기 위해 Fig. 3과 같이 인공위성을 번지스프링에 매달아 공중에 떠있도록 하여 유사한 경계조건을 구현하였다. Table 2와 같이 인공위성의 다수의 구동기 장착부위, 카메라 부경과 카메라 장착지점 부근에 가속도계를 부착하였으며, 구동기 장착부위를 각 방향별로 가진하여 진동을 측정하였다. 고무땀을 갖는 임펄스해머를 사용하였으며 예비시험을 통해 관심 주파수인 0~250Hz까지 충분히 가진되는 것을 확인하였다. 측정을 위한 가속도계는 최소 100mV/G 이상의 높은 민감도를 갖는 가속도계를 부착하였다. 각 가진 지점마다 총 5회를 반복하여 시험하였으며 이를 평균화하여 모드분석에 사용하였다.

인공위성과 같이 20만개이상의 많은 부품이 결합된 큰 시스템의 경우, 가진원과 응답지점의 거리가 상당히 떨어져 있어 임펄스해머를 이용한 모달시험은 신호-잡음비(Signal Noise Ratio, SNR)가 작아서 불확실성이 높은 편이다. 아울러 임펄스해머가 단방향으로만 가진하는 특징 때문에 3축 가속도계에 측정된 신호 중 가진방향과 일치하지 않는 채널은 누화 현상(Cross Talk)에 영향을 받게 된다. 이러한 이유로 측정된 시험데이터를 직접 후처리를 수행하면 정확한 모드형상을 얻어내기 어렵다. 이 문제를 해결하기 위해 측정된 주파수응답함수 중 SNR이 높은 신뢰할 수 있는 측정결과만을 선별하였으며 주파수응답함수의 값을 직접 사용해서 유한요소모델 보정을 위한 참고치로 활용하는 방법을 사용하였다.

Table 1. Mass property table

Component	Mass(kg)
Nadir platform(incl. electronic box, MLI, Harness, Integration H.W)	24.26
Upper Payload Platform	7.29
Lower payload platform incl. payload	244.98
.....
Total Mass	953.81

Table 2. Location and sensor name of accelerometers

Sensor Name	Location
NP1, NP2, NP3, NP4	Antenna
CP1, CP2	Wheel
LP1, LP2	Payload Interface
M2	Optical Payload
IR1	Compressor



Fig. 3. Configuration of Modal Test

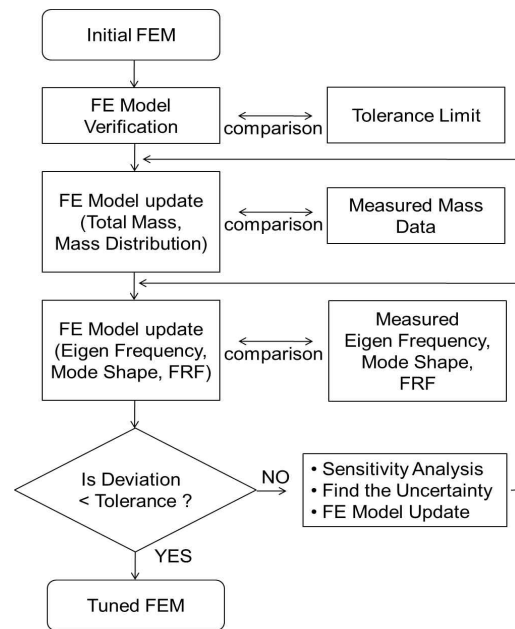


Fig. 4. Flow Chart of FE Model Validation

2.4 유한요소모델 검증 및 보정

2.4.1 유한요소모델 검증

유한요소모델의 검증 및 보정절차를 Fig. 4와 같이 나타내었다. 미소진동은 궤도환경에서 발생하기 때문에 위성체 유한요소모델이 강제운동을 정확히 표현할 수 있는 지 여부를 판단하는 것이 매우 중요하다. 이를 위해서 ECSS(European Cooperation for Space Standardization) 및 NASA에서 제안하는 자유경계 변형에너지 확인(Free-Free Strain Energy Check)을 수행한다. 본

Table 3. Free-Free strain energy check results

Mode Description	Free-Free Strain Energy	Remark (tol=10 ⁻³)
Translation X	1.75e-4	PASS
Translation Y	1.75e-3	PASS
Translation Z	8.16e-4	PASS
Rotation X	4.22e-3	PASS
Rotation Y	9.37e-3	PASS
Rotation Z	3.29e-4	PASS

Table 4. Criteria of FE model updating

Mode Description	Tolerance
Frequency Deviation	< 5%
MAC(=FDAC)	> 80%
MFRAC	> 90%

유한요소모델도 6개의 강제모드에 관해서 기준인 10⁻³ 이하의 변형에너지를 보유함을 Table 3과 같이 확인하였다[13-14].

2.4.2 유한요소모델 보정기준 선정

유한요소모델 보정할 때 기준의 엄격도는 해외 항공우주기관(NASA, ECSS, AIR FORCES)마다 조금씩 다르나, 기본적으로 고유주파수 및 모드형상을 이용해서 그 기준을 설정해 두고 있다 [13-15]. 본 연구에서도 이와 마찬가지로 이를 고려하였으며 아울러 해외 항공우주기관에서는 고려하고 있지 않은 주파수응답함수의 상관관계도 비교하여 유한요소모델의 정확도를 평가하였다. 실제 해석에 사용될 주파수응답함수의 신뢰성을 평가하기 위해서 시험결과와 주파수 응답함수의 상관관계를 비교하였다. 힘-변위 (리셉턴스, Receptance), 힘-가속도 (이너턴스, Inertance) 주파수 응답함수를 각각 비교하였다. 주파수 응답함수의 유사성을 평가하기 위해서 FRAC (Frequency response assurance criterion)과 주파수응답함수의 보수성을 평가하기 위해 MFRAC (Modified FRAC)를 함께 사용하였으며 그 기준을 Table 4와 같이 선정하였다[8-9].

2.4.3 주요 공진주파수 및 주요 주파수응답함수 선정

유한요소모델의 보정을 위해 사용될 주요공진주파수(Master natural frequency) 및 주요주파수응답함수(Master frequency response function)를 Table 5 및 Table 6과 같이 각각 선정하였다. 주요 공진주파수는 식(4)의 모드선정함수(Mode indication function)를 통해 실수부(α^{re})가 0인

Table 5. Master natural frequency list

Mode Description	Frequency(Hz), test
EOS X Rocking	45.50
EOS Y Rocking	44.50
Central Platform 1st	49.25
Nadir Y Translation	58.25
Nadir X Translation	59.25
Central Platform 2nd	75.50
Nadir Platform 1st flapping	101.00
Lower Payload Platform 1st	102.25
Nadir Platform 2nd flapping	123.75
Sunshield Local Mode	169.50
Lower Payload Platform 2nd	207.00

Table 6. Master frequency response function list

Excitation Point/Axis	Output Point	
Self Check	NP1X	NP1X
	NP1Y	NP1Y
	NP1Z	NP1Z
	NP3X	NP3X
	LP1Z	LP1Z
	LP2Z	LP2Z
	CP1Z	CP1Z
	CP2Z	CP2Z
Optical Payload	IRN	IRN
	NP1X	M2X
	NP1Y	M2Y
	NP1Z	M2Y
	NP3X	M2X
	LP1Z	M2X
	LP1Z	M2Y
	LP2Z	M2X
	LP2Z	M2Y
	CP1Z	M2X
	CP1Z	M2Y
CP2Z	M2X	
CP2Z	M2Y	
IR1N	M2X	

곳을 후보 주요주파수를 선정하고 이중 주파수응답함수에서 높은 응답을 갖는 곳을 고려하여 총 9개를 선정하였다. 주요 주파수응답함수는 측정결과 중 SNR이 높아 충분히 신뢰할 수 있는 주파수응답함수를 의미하여 총 22개를 선정하였다.

$$MIF(f) = \frac{\{\alpha^{re}(f)\}^T \{\alpha^{re}(f)\}}{\{\alpha^{re}(f)\}^T \{\alpha^{re}(f)\} + \{\alpha^{im}(f)\}^T \{\alpha^{im}(f)\}} \quad (4)$$

2.4.4. 민감도 분석과 유한요소모델 보정

유한요소모델 보정방법에는 널리 사용되는 축차수정법을 사용하였다[16]. 축차수정법은 민

감도 분석과 병행되며 그 이유는 민감도가 높은 부분을 변경해야 유한요소모델의 보정량을 최소화 할 수 있기 때문이다. 민감도 분석을 위한 방법으로는 변형에너지의 분포나 민감도 정의를 활용하는 방법이 있다. 우선 전반적인 보정은 NASTRAN 해석결과로부터 신속한 계산이 가능한 식(5)의 모달변형에너지를 이용해서 높은 변형에너지를 갖는 곳을 보정하였다[17]. 아울러, 상세한 분석이 필요한 곳은 FEM Tools를 사용하여 식(6)와 같이 탄성계수, 재료의 두께에 관한 민감도를 분석하여 보정을 실시하였다[18]. 이러한 보정은 Fig. 4의 절차로 보정 요구조건을 만족할 때까지 반복한다.

$$ESE_c = \frac{1}{2} \{u\}^T [K] \{u\} \quad (5)$$

$$\frac{\delta f_i}{\delta P_j} \approx \frac{\Delta f_i}{\Delta P_j} = \frac{\{\phi_i\}^T \left(\frac{[\Delta K]}{\Delta P_j} - 4\pi^2 f_i^2 \frac{[\Delta M]}{\Delta P_j} \right) \{\phi_i\}}{8\pi^2 f_i^2 \{\phi\}^T [\Delta M] \{\phi\}} \quad (6)$$

여기서, ESE_c 는 모달변형에너지를, f 는 고유주파수, P 는 재료물성 및 두께와 같은 주요 설계변수, u 는 변위, ϕ 는 고유치벡터, M 는 질량행렬, K 는 강성행렬이다. i, j 는 각각 고유주파수, 설계변수의 지수이다.

주요한 수정부분을 기술하면 다음과 같다.

- 주요 전장품 박스 체결볼트의 강성보정(Fig. 5)
- 박스체결볼트는 초기 무한강성으로 모델링되나 실제적인 값으로 보정함. 병진강성은 통상 $10^6 \sim 10^8 \text{N/m}$, 회전강성은 $10^4 \sim 10^6 \text{Nm/rad}$ 정도로 조정함
- 근사모델의 상세화(Fig. 6)
- 고차모드의 특성을 반영을 위해 상세모델 사용

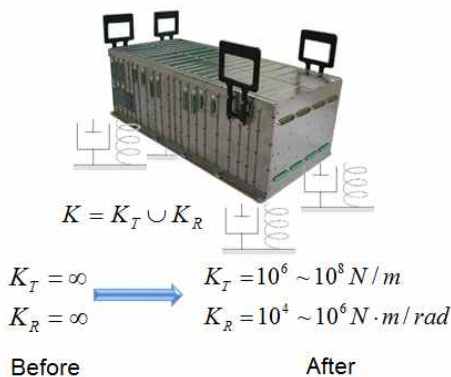


Fig. 5. Joint Stiffness Modification

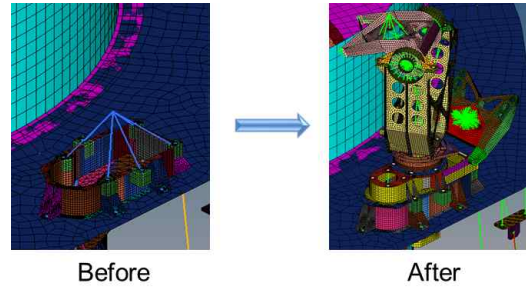


Fig. 6. Detailed FE model Accommodation

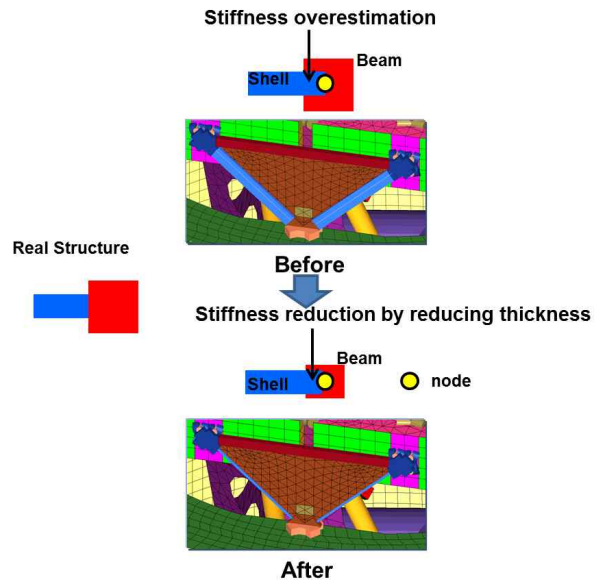


Fig. 7. Reducing Beam-Shell element Coupling region

- 빔-셸요소 결합부위 강성 보정(Fig. 7)
- 과도강성에 의한 왜곡을 완화 위해 두께 조정
- 고용량 휠 접속부위 접촉강성 보정 등
- 장착지점 외에 플랫폼과 접촉되는 곳은 스프링 요소를 추가하여 압축시의 강성증가를 표현

2.4.5. 공진주파수 및 모드형상 비교

보정전후의 공진주파수 차이 및 모드형상의 정확도를 Table 7과 같이 비교하였다. 보정 후에 주파수 차이 5% 이내로 잘 일치하는 것을 확인하였다. 아울러 주파수응답함수의 상관관계를 나타내는 FDAC도 대부분 80%이상으로 매우 잘 일치하는 것을 확인하였다.

FDAC는 식 (7)에 나타나듯이 짝(Pair)으로 구성된 시험주파수(w_t)와의 해석주파수(w_a)에서 주파수응답함수 값(α)의 상관관계를 나타내며 특정주파수에서 모든 주파수응답함수의 전역적인 오차를 평가하는데 사용되며, 널리 사용되는

Table 7. FE model updating results: natural frequency difference, mode shape comparison

Mode Description	Frequency(Hz), test	Frequency(Hz), analysis Before tuning	Difference	Frequency(Hz), analysis After tuning	Difference	FDAC
EOS X Rocking	45.50	44.95	-1.21%	45.60	-0.22%	91.32%
EOS Y Rocking	44.50	45.20	1.57%	45.71	-2.72%	99.74%
Central Platform 1st	49.25	51.93	5.44%	48.62	1.28%	97.42%
Nadir Y Translation	58.25	58.15	-0.17%	59.00	-1.29%	90.96%
Nadir X Translation	59.25	59.54	0.49%	59.91	-1.11%	90.85%
Central Platform 2nd	75.50	79.86	5.77%	75.22	0.37%	85.40%
Nadir Platform 1st flapping	101.00	93.54	-7.39%	97.16	3.80%	79.53%
Lower Payload Platform 1st	102.25	81.84	-19.96%	98.77	3.40%	94.62%
Nadir Platform 2nd flapping	123.75	116.72	-5.68%	127.35	-2.91%	47.38%
Sunshield Local Mode	169.50	169.54	0.02%	169.36	0.08%	55.84%
Lower Payload Platform 2nd	207.00	190.98	-7.74%	206.20	0.39%	96.72%

MAC(Mode assurance criterion)과 그 의미가 일치하는 것으로 알려져 있다[19].

$$FDAC(w_a, w_t) = \frac{(\{\alpha_{ij}^a(w_a)\}^H \{\alpha_{ij}^t(w_t)\})^2}{(\{\alpha_{ij}^a(w_a)\}^H \{\alpha_{ij}^a(w_a)\})(\{\alpha_{ij}^t(w_t)\}^H \{\alpha_{ij}^t(w_t)\})} \quad (7)$$

2.4.6. 주파수응답함수 비교

주파수응답함수 상관관계 분석을 위해서는 식(8)과 같은 FRAC (Frequency response function assurance criterion)과 식(9)의 MFRAC (Modified FRAC)을 사용하였다. FRAC은 주파수응답함수의 유사성, MFRAC은 주파수응답함수의 보수성을 평가하는 데 사용된다[8-9].

$$FRAC = \frac{(\{\alpha_{ij}^a(w)\}^H \{\alpha_{ij}^t(w)\})^2}{(\{\alpha_{ij}^a(w)\}^H \{\alpha_{ij}^a(w)\})(\{\alpha_{ij}^t(w)\}^H \{\alpha_{ij}^t(w)\})} \quad (8)$$

여기서, i와 j는 각각 가진 점과 응답 지점의 자유도를 가리킨다.

$$MFRAC = \frac{(\{\alpha_{ij}^a(w)\}^H \{\alpha_{ij}^t(w)\})^2}{(\{\alpha_{ij}^a(w)\}^H \{\alpha_{ij}^a(w)\})(\{\alpha_{ij}^t(w)\}^H \{\alpha_{ij}^t(w)\})} \quad (9)$$

if $(\alpha_{ij}^a > \alpha_{ij}^t)$, then, $\alpha_{ij}^a = \alpha_{ij}^t$

실제해석에 사용될 주파수응답함수의 상관관계를 평가하기 위해서 FRAC과 MFRAC을 이용해서 주파수응답함수의 유사성을 판정하였다. 힘-가속도 및 힘-변위 주파수응답함수를 각각 판정하였으며 Table 8과 같이 결과를 나타내었다.

Table 8. FRF comparison: inertance, receptance

Output dof	Excitation Point/Axis	Force-acceleration (inertance)		Force-displacement (receptance)	
		FRAC	MFRAC	FRAC	MFRAC
M2X	NP1X	44.42%	99.66%	71.60%	99.88%
M2Y	NP1Y	39.86%	97.87%	38.10%	98.03%
M2Y	NP1Z	43.58%	95.32%	34.96%	85.07%
M2X	NP3X	52.43%	99.65%	63.48%	99.96%
M2X	LP1Z	37.61%	85.41%	54.02%	87.03%
M2Y	LP1Z	42.74%	96.39%	41.33%	96.09%
M2X	LP2Z	55.47%	88.44%	55.47%	88.44%
M2Y	LP2Z	45.46%	88.50%	48.80%	92.19%
M2X	CP1Z	45.12%	96.75%	58.16%	96.26%
M2Y	CP1Z	54.41%	92.36%	36.26%	78.78%
M2X	CP2Z	37.36%	93.11%	60.90%	95.74%
M2Y	CP2Z	30.22%	69.80%	24.32%	62.40%
M2X	IR1N	50.10%	90.30%	69.10%	87.30%
Average		44.06%	91.94%	48.94%	89.99%

Table 7에 나타난 높은 주파수 및 모드형상의 상관관계에도 불구하고 FRAC 값을 살펴보면 그 값이 평균적으로 45~50% 내외로 매우 낮은 것을 확인하였다. 그 이유는 Fig. 8에 나타난 바와 같이 전 주파수 대역에서 0.5%의 모달댐핑을 일정하게 사용하여 해석응답이 시험치보다 크게 나타났기 때문이며 댐핑을 좀 더 조정하는 경우 이보다 높은 상관관계를 보일 것으로 판단한다. MFRAC을 이용해서 주파수 응답함수의 보수성

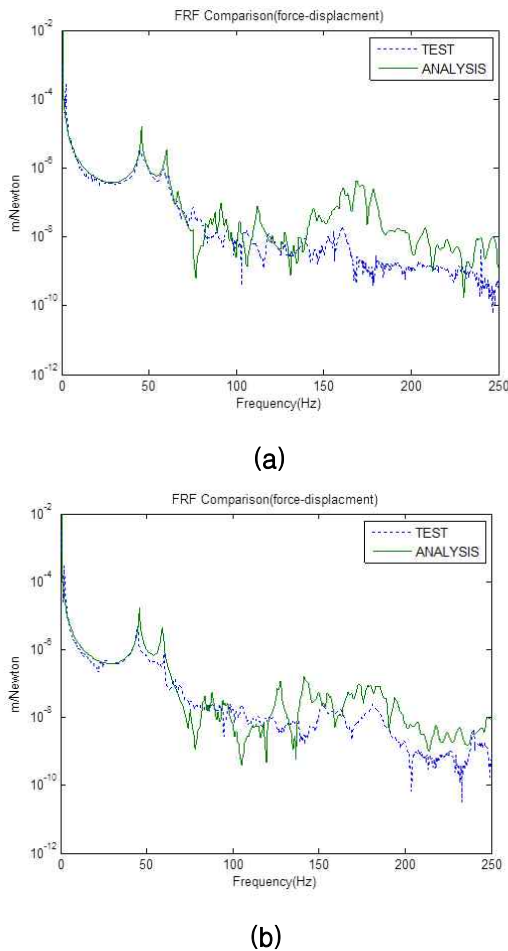


Fig. 8. FRF comparison: (a) M2X/NP1X, (b) M2Y/NP1Y

을 살펴보면 그 값이 평균적으로 90% 내외 수준인 것으로 판단되며 충분히 보수적인 것을 확인할 수 있다. 즉, 0.5%댐핑을 이용한 해석결과는 미소진동 영향성 예측하는 데에 있어 보수적인 해석관점(worst case analysis)에서 적합하리라 판단된다.

III. 결 론

본 논문에서는 미소진동 영향성 예측을 위한 인공위성 유한요소모델 보정에 대해 소개하였다. 이러한 예측의 정확도를 높이기 위해서는 정확도가 높은 유한요소모델이 필요하다. 이를 위해 모달시험과 유한요소모델 보정을 실시하며 보정 전후의 주파수 차이, 모드형상의 상관관계, 주파수응답함수 상관관계를 비교하여 보정에 의해 개선된 유한요소모델의 품질을 평가하였다.

측정된 주파수응답함수의 SNR이 낮은 편이기 때문에 시험데이터의 후처리를 수행하여 모드형

상을 도출하지 않고 주파수응답함수의 값을 직접 사용해서 유한요소모델 보정을 위한 참고치로 활용하였다. 최종 보정결과, 설정된 기준을 만족하는 유한요소모델의 보정이 이루어짐을 확인하였다. 특히 주파수 응답함수의 경우, 0.5% 모달댐핑을 사용하면 보수적인 해석관점(worst case analysis)에서 살펴보았을 때 충분히 신뢰할 수 있는 결과를 도출할 수 있으리라 판단된다.

그러나 앞서 언급했던 것과 같이 높은 SNR을 갖는 좀 더 신뢰성 있는 시험결과를 얻기 위해서는 민감도가 높은 가속도계의 사용, 임팩트 해머 대신 다수의 가진기(shaker)등을 사용한 개선된 측정시스템을 구축해야 할 것으로 사료된다. 또한 경계조건이 약간 다르지만, 대형 가진기를 사용한 환경시험 중에 가진기와 위성 사이에 Force Transducer를 설치하여 실제 위성에 입력되는 힘을 측정하면, 이로부터 주파수응답함수를 획득하여 신뢰성 있는 시험결과를 도출할 수 있다. 아울러, 시스템의 운전 상태에서 동적특성을 알아내는 OMA(operational modal analysis)기법 등을 동시에 적용한다면 실제 작동상태에 근접한 감쇠특성도 파악하여 정밀한 유한요소모델의 보정을 이루어질 수 있으리라 사료된다[20].

References

- 1) Euroconsult, Earth Observation : World Prospects to 2019 , 2010
- 2) Doyle, K., Genberg, V. and Michels, G., Integrated Optomechanical Analysis, TT58, SPIE Press, Oct, 2002
- 3) Genberg, V., Michels, G. and Doyle, K., "Integrated modeling of jitter MTF due to random loads", SPIE Paper 8127-16, 2011
- 4) Michels, G., Genberg, V., and Doyle, K., "Integrating ANSYS mechanical analysis with optical performance analysis with SigFit,"ANSYS User Conference Proc., (2008).
- 5) Lee, D.-O., Yoon, J.-S., and Han, J.-H., "Development of Integrated Simulation Tool for Jitter Analysis," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 13, No. 1, pp. 64-73, 2012.
- 6) Park, G., Lee, D.-O., Yoon J.-S., and Han, J.-H., "Analytical and Experimental Study on Microvibration Effects of Satellite," Transactions of Korean Society for Noise and

Vibration Engineering, Vol. 24, No. 1, pp. 5-13, 2014.

7) 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, pp. 771-780, 2012.

8) Lim, J.H., Kim, K.W., Kim, S.H. and Hwang, D.-S., "Finite Element Model Updating and Validation of Satellites for Coupled Load Analysis", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 8, pp. 605-612, 2013.

9) Lim, J.H., "A correlation study of satellite finite element model for coupled load analysis using transmissibility with modified correlation measures", Aerospace Science and Technology, Vol. 33, pp. 82-91, 2014.

10) Kim, S.-H., Kwak, D.-I., Jung, S.-U., Choi J.-H. and Kim, J.-H., "Ground Vibration Test for Korean Utility Helicopter", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 6, pp. 495-501, 2013.

11) Rana, Q., Chi, Y. and Wang, Z., "Property and removal of jitter in beijing-1 small satellite panchromatic images", The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B1. Beijing, pp.929-934, 2008.

12) http://femci.gsfc.nasa.gov/presentations/Liu_jitterAnalysisApproach.pdf

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

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

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

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

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

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

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

20) Lee, J., Kyung Y. and Wang, S., "How to Get Operating Deflection Shape and Operational Modal Analysis with Single Measurement using LSV, Proceeding of KSME conference: Dynamics and Control Division, 2009, pp. 213-215.