

위성의 자세기동에 따른 진동특성에 관한 연구

편봉도¹ · 배재성^{2,†} · 김종혁¹ · 박정선²¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 대학원²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

A Study on the Vibration Characteristics of Attitude Maneuvering of Satellite

Bong-Do Pyeon¹, Jae-Sung Bae^{2,†}, Jong-Hyuk Kim¹ and Jung-Sun Park²¹School of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School at Korea Aerospace University²Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

The design requirements of modern satellites vary depending on the purpose of operation. Like conventional medium and large-scale satellites, small satellites which operate on low orbit may also serve military purposes. As a result, there is increased demand for high-resolution photos and videos and multi-target observation becomes important. The most important design parameter for multi-target observation is the satellites' maneuverability. For increased maneuverability, the miniaturization is required to increase the stiffness of the satellite as this decreases the mass moment of inertia of the satellite. In the case of a solar panel having relatively low stiffness compared to the satellites' body, vibrations are generated when the attitude maneuver is performed, which greatly influences the image acquisition. For verification of such vibrational characteristics, the satellites is modeled as a reduced model, and experimental zig for simulating attitude maneuver is introduced. A rigidity simulator for simulating the stiffness of the satellite is also proposed. Additionally, the objective of the experimental method is to simulate the maneuvering angle of the satellite based on the winding length of the wire using a step motor, and to experimentally verify the vibration characteristics of the satellite body and the solar panel generated during the maneuvering test.

초 록

현대의 위성들의 설계요구조건은 운용되는 목적에 따라 다양해진다. 기존 중/대형 위성과는 달리 저궤도에서 운용되는 소형위성의 경우 군사적인 목적을 나타내기도 한다. 그렇기 때문에 고해상도의 사진 및 영상 수요가 증가하며 다표적 관측이 중요하게 된다. 이에 다표적 관측을 하기 위해서 위성의 기동성은 중요한 설계변수이다. 기동성이 증가하기 위해서 소형화가 되면 전체 질량관성모멘트가 감소하기 때문에 위성의 강성을 높여야한다. 본체에 비해서 강성이 낮은 태양전지판의 경우 진동이 발생하기 때문에 영상획득에 큰 영향을 미친다. 이러한 진동특성을 확인하기 위하여 본 연구에서는 위성을 축소모델로 제작하여 자세기동을 모사하기 위한 실험 치구를 도입하였고, 위성의 강성을 모사하기 위한 모사장치를 제시하였다. 또한 실험방식은 스텝모터를 이용하여 와이어의 감는 길이에 따라 위성의 기동각을 모사하였으며, 기동실험 시 발생하는 위성의 본체 및 태양전지판에 대하여 진동특성을 실험적으로 검증하고자 한다.

Key Words : Hinge(힌지), Plate(평판), Multi-target observation(다표적 관측), Residual vibration(잔류진동), Attitude maneuvering(자세 기동)

Received: Dec. 15, 2018 Revised: Mar. 04, 2019 Accepted: Mar. 31, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-10-3409-3753, E-mail: jsbae@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

1. 서 론

지구 관측 위성은 저궤도 상에서 지구의 지표를 관

측하고 이에 관측이 된 정보를 지상으로 전달한다. 또한 지구 관측위성이 기존에는 높은 신뢰성과 고비용이 요구되는 대형 위성으로 활용이 되었지만, 최근 위성 사진의 수요 증가에 따라 고해상도 영상뿐만 아니라 넓은 지역에 대해 신속한 영상 획득이 요구되고 있으며[1], 이를 위하여 기동성이 뛰어난 지상 관측 위성의 연구가 활발히 진행되고 있다. 지구 관측 위성은 초기에는 저해상도 카메라를 탑재하여 촬영을 하였으나, 현대의 관측위성은 초고해상도의 카메라를 탑재하며 고품질 영상획득에도 운용되고 있다[2-4].

초기의 위성은 저해상도 영상을 가질 뿐만 아니라 한 궤도당 정해진 방향만의 영상을 촬영하지만 현대의 위성들은 여러 지역 및 다 표적으로 영상촬영이 가능하고 이 때문에 위성의 운용 목적이 다양해지고 있는 추세이다. 이런 고기동을 하는 위성체가 빠른 각속도로 회전을 하게 되는 경우 상대적으로 위성 본체의 강성보다 낮고, 회전 중심으로부터 거리가 먼 위치해 있는 태양전지판의 경우 진동이 발생하며 이를 자려진동(residual vibration)이라 한다. 이러한 자려진동은 위성의 안정화 시간을 지연시킬 뿐만 아니라 고해상도의 영상을 획득하는데 방해요소로 미치게 된다[5]. 따라서 이러한 위성의 진동특성을 분석하는 기술이 필요하다. 국내의 경우 인공위성 시험을 위한 연구가 다방면으로 이루어졌다. 인공위성의 3축 자세제어 지상검증을 위한 테스트베드 연구가 진행되었다[6]. 그러나 태양전지판에 의한 진동유발 효과보다는 자세제어를 위한 반작용 휠에 대하여 고려하였으며, 오로지 제어로직을 검증하기 위해 사용되었다. 또한 한국항공우주연구원에서 1축으로 회전하는 테이블에 모터를 이용한 반작용 휠을 모사하여 추력기와 반작용 휠에 대한 제어로직을 검증하는 연구가 이루어졌으며[7], 2013년 한국과학기술원에서는 인공위성의 미소 진동 영향성에 관하여 미소 진동원 모사장치를 개발하였다. 그러나 이는 반작용 휠에 대한 진동유발 효과 모사장치로서, 태양전지판에 의한 위성의 진동에 대한 실험에는 적합하지 않았다[8]. 한편 국외의 경우 자세제어를 위한 테스트베드 연구는 매우 활발히 진행되었다. NASA에서는 인공위성의 ADCS의 제어 알고리즘을 확인/검증하기 위하여 에어베어링을 이용한 3축 시뮬레이터를 1959년에 개발하였으며[9], 또한 Virginia Tech 및

Stanford 와 같은 대학레벨에서도 자세 제어 검증을 위해 테스트베드를 제작하였다[10]. 또한 미국의 Lockheed Martin Advanced Technology Center에서는 위성의 고속기동 시 발생하는 진동 저감을 위하여 최적 토크 프로파일 생성에 관한 연구도 수행되었으며[11], 위성체가 우주공간에서 기동할 때 강체와 유연체의 비교 연구를 통하여 위성의 기동성과 구조강성의 관계에 대한 연구를 수행한 바 있다[12]. 하지만 자세제어를 위한 실험 장치에 관한 연구는 수행이 되었지만, 인공위성의 기동에 의한 진동유발 모사장치에 대한 연구는 진행된 바 없으며, 고기동 위성의 기동에 따른 태양전지판의 진동 발생을 모사하기 위하여, 본 연구에서는 자세제어기로 사용되는 제어모멘트 자이로나 반작용 휠로써 자세기동 및 자세제어를 하는 것이 목적이 아니라, 위성의 자세기동을 모사하여 태양전지판에서 발생하는 진동특성을 분석하고자 한다. 따라서 자세기동만을 모사하기 위한 진동/자세기동 시험기를 구축하였으며 인공위성 축소모델을 제작하여 사용하였다. 또한 태양전지판의 강성을 모사할 수 있는 모사장치를 제시하고 구조모델에 적용하여 조립하였다. 자세기동실험을 수행하여 기동 시 발생하는 태양전지판 및 위성의 구조모델의 진동특성을 실험적으로 검증하였다.

2. 위성의 구조모델

2.1 위성의 축소 구조모델

위성의 본체는 정육각형이고 태양전지판은 4개로 구성된 위성을 선정하였다. 본 연구에서는 위성을 기하학적 상사를 통하여 축소(scale-down)하여 설계/제작하였으며, Fig. 1과 같은 형상을 갖는다.

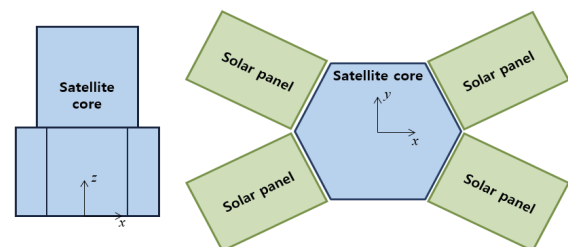


Fig. 1 Configuration of high agility a satellite

축소된 위성의 치수를 표 1에 나타내었다. 알루미늄 재질로 제작을 하기 때문에 단점이 존재한다. 위성의 자세기동을 이용한 진동실험을 하기 위해 위성의 본체에 와이어로 인한 회전을 할 때 태양전지판의 진동 특성을 검증하는 것이지만 위성본체도 동일 재질이기에 때문에 영향을 미칠 수 있다. 따라서 태양전지판의 두께가 1.5mm이기 때문에 위성 본체의 두께는 약 15~16배 큰 24mm를 선정하였다.

Table 1. Specification of scale down satellite model

Description	Value	Unit
Width of satellite body	200	mm
Thickness of satellite body	24	mm
Length of solar panel	216	mm
Width of solar panel	146	mm
Thickness of solar panel	1.5	mm
Mass of satellite body	7.8	kg
Moment of inertia of satellite body	0.175	kgm ²
Material	Aluminum	-

2.2 힌지 강성 모사장치

힌지 강성 설계조건으로 1차 고유진동수가 3Hz이상 선정을 하였지만 해당 강성에 대한 힌지를 구비해야만 한다. 하지만 본 연구에서는 힌지-비틀림 스프링 상용품을 종류별로 사용하지 않고 강선만을 이용한 모사장치를 제안하였다[13]. Fig. 2는 원형 단면 강선에 대하여 힘에 따른 변형을 나타낸다.

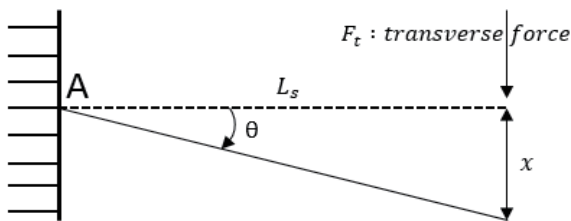


Fig. 2 Deformation according to the force of a beam

강선의 단면 지름이 D_s 이며, 등방성으로 가정할 경

우 강선의 등가강성은 식(1)로 나타낼 수 있다.

$$k_c = \frac{3EI}{L_s^3} = \frac{3E}{L_s^3} \frac{\pi D_s^4}{64} \quad (1)$$

식 (1)에서 E는 탄성계수(Young's modulus), L_s 는 강선의 길이를 의미한다. 힘(F_t)이 작용할 때, 강선의 변위(x)가 발생한다. 변위가 발생 할 경우 비틀림 스프링으로 인한 각 변위(θ_{ts})가 생기며, Fig. 2처럼 A점에서 모멘트가 생길 때, 이 모멘트를 식(2)와 같이 나타내었다.

$$M_A = k_t \theta_{ts} = F_t L_s = k_c x L_s \quad (2)$$

θ_{ts} 가 미소변형이라 가정하게 되면, 식(3)이 성립하고,

$$\theta_{ts} \approx \sin \theta_{ts} \approx \tan \theta_{ts} = \frac{x}{L_s} \quad (3)$$

식(1)과 식(3)을 식(2)에 대입하게 된다면 힌지-비틀림 스프링 강성(k_t)을 구할 수 있다.

$$k_t = \frac{F_t L_s^2}{x} = \frac{3\pi E D_s^4}{64 L_s} \quad (4)$$

식(4) 같이 강성은 강선의 길이, 원형 단면의 직경과 탄성계수로 결정이 되며 각 변수에 의해 상당히 많은 경우를 얻을 수 있다. Fig. 3은 구조모델의 적용된 개념도를 나타내었으며 이를 바탕으로 실제 제작하여 적용을 하였다.

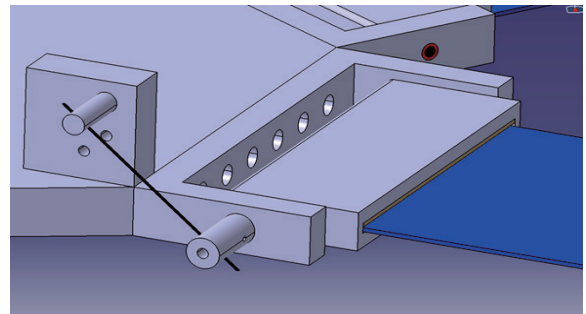


Fig. 3 Conceptual design of hinge-torsional spring

2.3 자세기동 시험기

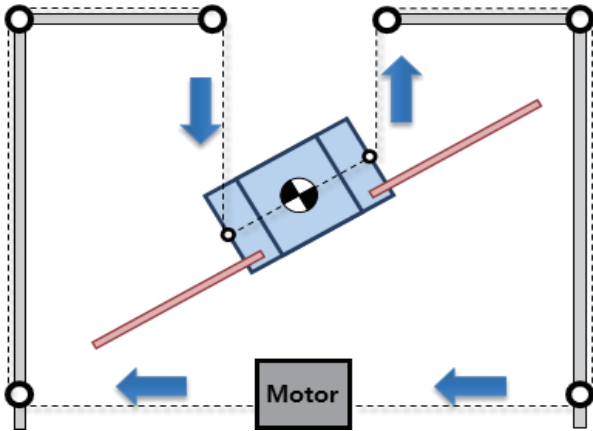


Fig. 4 Conceptual design of the attitude maneuvering tester

Figure 4는 본 연구에서 제시한 자세기동 시험기 2차원 개념도를 나타낸다. 무게 중심을 기준으로 4점 지지하였으며, 시험기 작동은 스텝모터가 회전하게 되면, 와이어가 한쪽 방향으로 감거나 풀리게 되며 감기거나 풀어지는 길이로 위성의 자세가 변경된다. 자세기동을 담당할 모터 성능은 Table 1에서 얻어진 위성 본체의 무게와 질량관성모멘트를 이용하여 최대 토크를 결정하고 자세기동각도 및 주기를 구하였다. 자세기동 입력 프로파일은 뱅뱅(bang-bang)형태로 설정하였다. 자세기동용 모터를 선정함에 있어 자세기동 각도(θ_{at})와 자세기동 주기(T_{at})가 절대적인 요소이다. 또한 제어모멘트자이로를 사용하지 않고, 와이어의 길이 변화에 따라 자세 기동을 하기 때문에 적당한 자세기동 각도와 주기를 Table 2에 제시하였다. 아래 표의 해당 값은 간단한 식(5)~(7)로 구할 수 있다.

$$t_2 = 2t_1 \quad (5)$$

$$\alpha = T \quad (6)$$

$$\theta(t) = -\frac{1}{2}\alpha t^2 + \alpha t_2 t - \alpha t_1^2 \quad (7)$$

Table 2. Requirements of attitude maneuvering

Symbol	θ	ω	α	T	I
Unit	rad	rad/s	rad/s ²	Nmm	kgm ²
Value	$\frac{\pi}{8}$	0.112	0.016	3.7	0.23

Table 2에 위성의 기동조건은 기동 시간 7초, 기동각도 22.5°를 기준으로 구하였다. 또한 푸리에급수로 계산한 결과 최대 4.5 Nmm로 계산되었고 실험 요구조건으로 최대토크의 약 10배인 50 Nmm로 모터를 선정하였다. 모터는 스텝 모터를 사용하였는데 그 이유는 스텝모터는 정밀한 각 조절이 가능하며, 펄스폭 변조(PWM, pulse width modulation)를 통하여 속도 조절이 용이하다는 장점이 있기 때문이다. 그리고 와이어는 무거운 구조모델을 연결하기 때문에 처짐이 거의 발생하지 않아야 하며 스텝모터가 와이어를 감았을 때 딜레이가 생기지 않는 정도의 충분한 강성을 가져야 한다. 그 이유는 구조 모델의 무게를 이기지 못하고 처지는 현상이 발생하면 딜레이가 생기며, 반대로 강성이 클 경우 자세 기동 시 와이어로 인한 충격이 발생하기 때문에 실험 환경을 고려하여 와이어를 선정하였고 강성은 1,050 N/m이다.

2.4 유한요소 해석

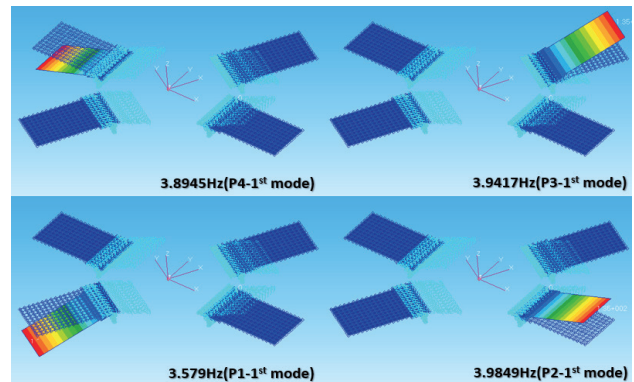


Fig. 5 The First Mode of FE Model

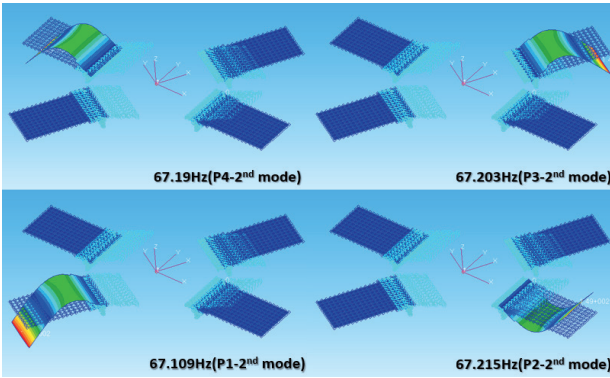


Fig. 6 The Second Mode of FE Model

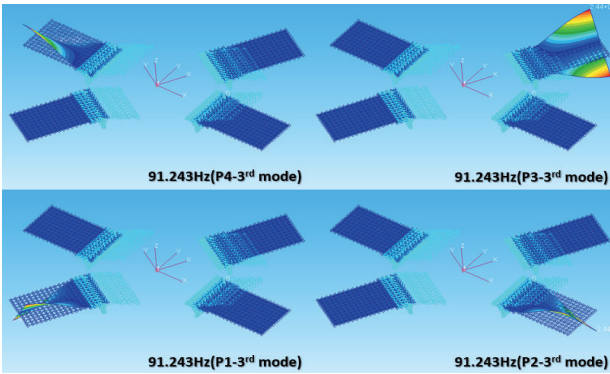


Fig. 7 The Third Mode of FE model

Figure 5~7은 표 1에서 제시한 크기의 태양전지판에 대하여 MSC.Software를 통한 자유진동해석을 수행한 결과이며 태양전지판의 각 모드별 고유주파수를 제시하였다. 유한요소 해석 시 태양전지판의 힌지 강성은 식 (4)를 통해 구하였고, 경계조건으로 구조모델의 중심에 MPC(multi point constraint)를 구성하고, 태양전지판의 회전할 수 있도록 두 좌표계에 대한 회전자유도를 제외한 5개의 자유도를 구속하였다. 회전자유도에는 1D 스프링 요소를 부여하고 이에 대한 강성값은 1번 태양전지판부터 4번 태양전지판에 차례대로 1,910 Nmm/rad, 1,970 Nmm/rad, 2,128 Nmm/rad, 2,214 Nmm/rad이며, Fig. 3과 같이 회전부와 평판 사이 공간의 2mm의 철판을 회전부 중앙에 집중질량을 입력하였다.

3. 자세기동을 이용한 진동 실험

3.1 실험 구성

Figure 8은 전체 기동 실험 개략도이며 실험 구성시 총 5개의 가속도 센서를 축소된 인공위성 구조모델에 부착한다. 평판에는 힌지강성차이가 존재하기 때문에 1개씩 가속도 센서를 부착하고, 구조모델 본체의 진동까지 측정하기 위하여 나머지 1개의 가속도 센서를 부착한다. 또한 정밀한 각 측정을 위하여 AHRS 센서를 본체에 부착하고, 모터를 기동하여 자세를 변화시키면서 FFT Analyzer로 평판 및 본체의 주파수 특성을 실험적으로 검증하였다. 실험 전 실험 장소 역시 소음 또는 진동을 제거한 상태에서 실시되어야 하기 때문에 실험 시 모든 구조물 및 실험 대상을 방진테이블 위에 고정하였다. 본 실험 시 발생한 노이즈를 최소화하기 위해 Linear averaging을 실시하였다. 모달 해석 시 프로그램에서 샘플링 주파수는 250 Hz이며, 주파수 분해능은 0.06 Hz로 정밀하게 수행하였다.

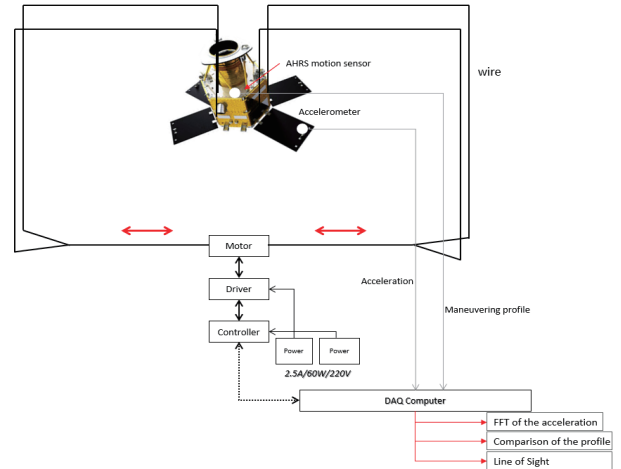


Fig. 8 Schematic Diagram of the Experimental Setup

Figure 9은 이론적으로 계산된 자세기동 프로파일 (pitch angle)과 모터 컨트롤러를 통해 자세 기동 모사용 스텝모터로 입력되는 실험값을 비교하였다. 기동시간 7초/22.5°를 기동을 할 수 있도록 충분한 펄스를 만들고자 1 스텝 당 1.8°를 20분할하여 1스텝 당 0.09°로 더 자세한 각도를 기동하도록 설정하였다.

그러나 이론적인 값에 정확하게 맞추고자 펄스를 최대한 만들었으나, 모터 드라이버와 모션 컨트롤러의

특성상 가속도를 맞추게 된다면, 기동 시간이 줄어들고 반대로 기동시간을 일치시키면 가속도를 맞출 수 없는 결과를 가진다.

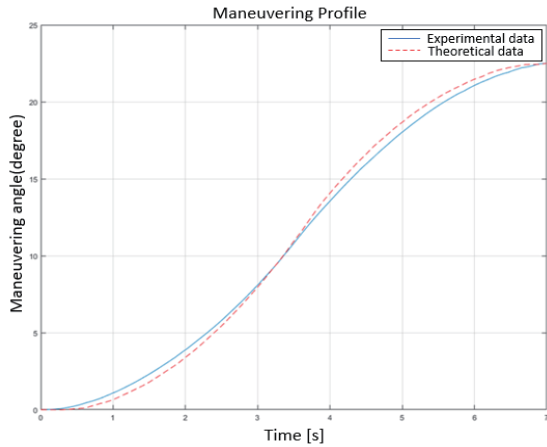


Fig. 9 Input Maneuvering Profile

하지만, 본 모터 실험 시 오차는 최대 1.7%로 다소 정확한 기동프로파일을 모사했다고 판단하였으며 실험에 적용하였다. Fig. 10은 본 연구에서 제시한 번지테스트 방식으로 우주공간을 모사하기 위한 실제 실험 장치이다. 이 실험 기구는 각 평판(이하 P1, P2, P3, P4)들이 모터의 기동 펄스 수의 따라 위성 본체가 기동할 수 있도록 설정하고, 기동 각도를 만족 할 때 각 패널의 진동특성을 확인할 수 있다.

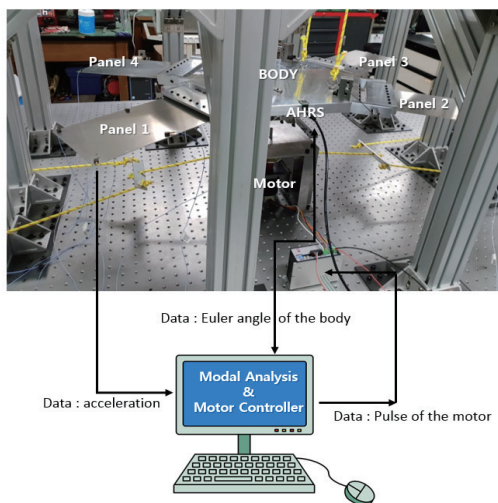


Fig. 10 Experiment Setup for Vibration Test of the Satellite Structure Model

3.2 진동 실험 결과

3.2.1 부품별 진동 실험 결과

Figure 11는 위성의 본체만의 주파수 응답함수를 임팩트해머로 가진하고, 해석결과와 비교하였다. 1차 모드는 580.3 Hz, 2차모드는 632.1 Hz로 실험결과를 가지며 해석결과는 각각 581.41Hz, 670.81 Hz로 나타나고 0.2%, 6% 이내의 오차를 가진다. 또한 Fig. 11과 같이 약 10Hz 부근에서 실험 시 기동실험에 사용된 와이어로 인한 주파수로 판단된다. 결론적으로 와이어로 인해 기동실험 시 반드시 영향을 미치며, 0-100 Hz 부근에서는 어떠한 주파수도 존재하지 않기 때문에, 실험 시 100 Hz미만에서 발생하는 주파수는 각 패널에서 발생하는 주파수가 통과하는 필터와 같은 역할을 한다고 판단하였다. Figure 12와 Fig. 13은 Fig. 11의 결과를 바탕으로 패널 1과 추가로 연결된 패널 3에 대하여 기동실험을 수행하고, 그때의 주파수 응답함수를 나타내고 있다.

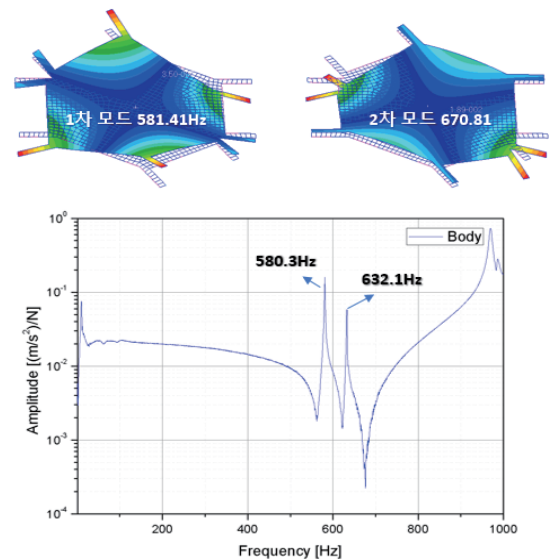


Fig. 11 Frequency Response Function of the Satellite's Body

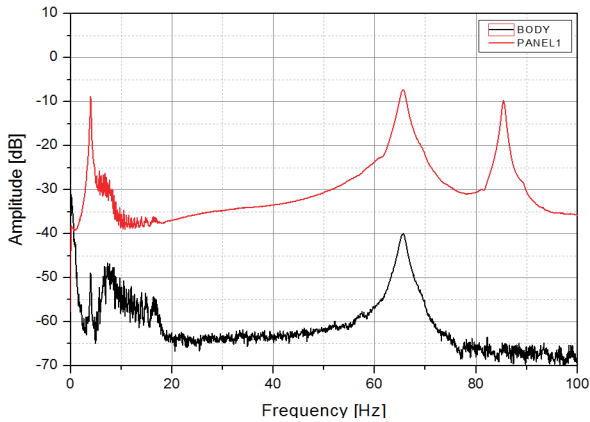


Fig. 12 Frequency Response Function of the Body and Panel 1

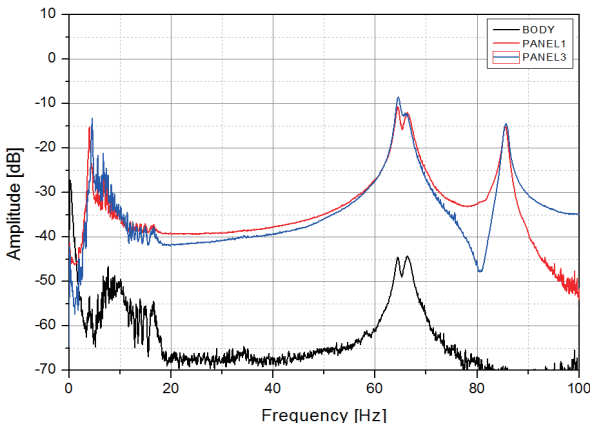


Fig. 13 Frequency Response Function of the Body, Panel 1 and Panel 3

Table. 4 Comparison of FEM Analysis and Experimental Results

case mode	FEM (Hz)	Experiment (Hz)	Error (%)
mode 1	3.579	3.784	5.73
mode 2	67.109	65.80	1.99
mode 3	91.243	85.45	6.78

Table 5는 패널 1의 대칭 패널인 패널 3을 추가한 후에 대한 결과를 나타낸다. Table 5의 결과로 보아, 대칭 패널이 적당한 m-k 시스템을 구성하고 이때 흡진 될 목표주파수가 2차 모드주파수이기 때문에 진폭

이 감소하고 동흡진기와 동일한 성능을 갖춘다고 할 수 있고 패널 1의 진폭에도 관여하는 것으로 판단이 된다.

Table. 5 Experimental Results with Symmetrical panel

case mode	Experiment (Hz) [Panel 1]	Panel 1		Reduced amount (dB)
		Frequency (Hz)	Amplitude (dB)	
mode 1	3.784	-	-15.22	6.373
mode 2	65.796	64.21/ 66.28	-11.79/ -12.00	4.512/ 4.724
mode 3	85.45	-	-15.05	8.677

결과적으로 앞서 설계된 힌지강성과 힌지 축을 회전축으로 하는 굽힘 모드에 크게 영향을 미친다는 것을 알 수 있고, 패널1과 패널3, 패널2와 패널4의 대칭 구조이다. 따라서 대칭 패널에 대하여 3차 모드인 1차 비틀림 모드의 주파수는 각각 같고, 역시 패널2와 패널 4의 영향 때문에 전체 패널이 연결되었을 때에도 앞선 결과와 비슷한 경향을 보이며, 이 또한 패널1, 패널3에도 상대적으로 영향을 주어 주파수가 변함을 관찰 할 수 있다.

3.2.2 구조모델 기동 실험 결과

Figure 14는 구조모델이 0°→-22.5°→0°(1회)로 기동할 때 시간에 따른 가속도 응답을 나타낸다. 자세기동과정은 1회, 14초로 설정하였고 처음 기동시작은 3.2초에 시작, -22.5°에 1초 대기, 18.2초에 종료하였으며, 18.2초~30초까지는 자세기동을 정지하였다. 기동을 정지할 경우 감쇠가 이뤄지는 것을 볼 수 있으며, 기동 중에 앞 절에 언급한 바와 같이 구조모델의 본체에도 약간의 진동이 생김을 알 수 있다. 또한 본 결과는 20회 이상 기동을 실시하였으며 그 결과를 바탕으로 주파수 특성을 알아보기 위하여 후처리를 한 후, 다음 그림에 나타내었다.

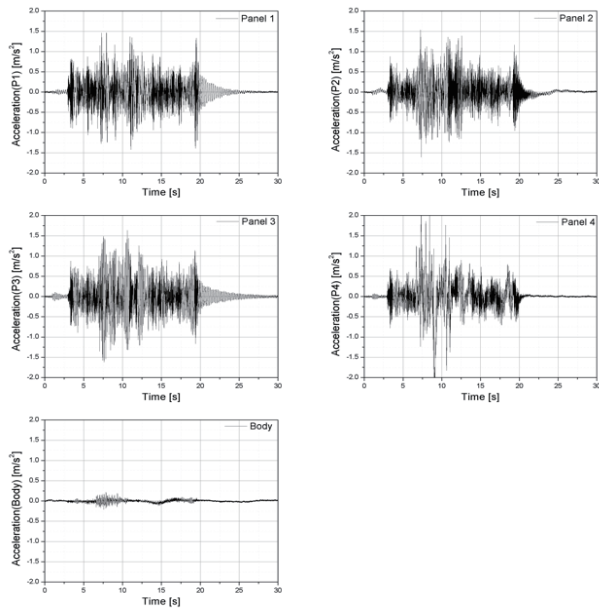


Fig. 14 Time-Acceleration Response of each panel

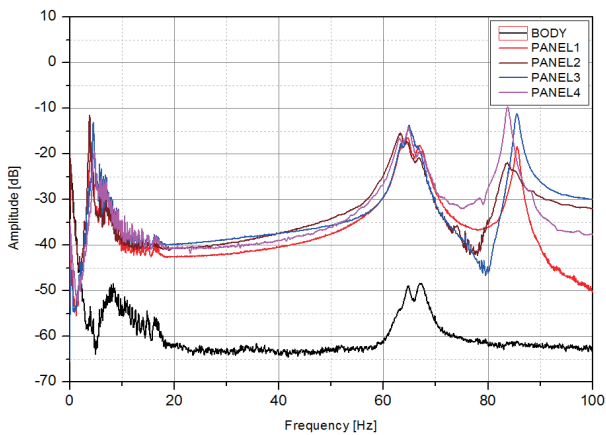


Fig. 15 Frequency Response Function of the solar panels

Figure 15는 기동실험을 진행 후 각 평판의 주파수 응답함수를 나타내고 있으며, 본 연구에서 4개의 평판의 동특성을 실험/평가하였을 때, 특정 모드의 주파수가 2개의 피크로 나누어지는 것을 Fig. 13에서와 비슷한 경향을 보인다. 이 의미는 본체를 대칭으로 1,3번 평판/2,4번 평판이 대칭으로 구성되어있고, 대칭인 평판에 서로 m-c-k 구조시스템으로 이루어진 흡진기 역할을 하여 주파수 간섭이 생긴 것이라고 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 인공위성의 강성을 나타내는 지표로서 인공위성의 태양전지판 전개장치 강성을 1차 모드 주파수 3Hz이상으로 설정하기 위해 간단한 수식으로 표현할 수 있는 모사장치를 제안하고, 축소된 구조모델에 적용하였다. 구조모델을 실험실 환경에 적절하게 축소하고 우주 공간 상태(자유단)를 최대한 만족하기 위해 실험방식을 번지테스트 형식으로 제시하였다. 기동 실험을 수행하기 전 4개의 패널 중 1개의 패널과 대칭패널 총 2개로 특정되었으며, 기동 실험을 수행 후 패널에 생기는 주파수 특성을 얻었다.

힌지 강성 모사장치에 의해 가장 크게 영향을 받는 각 패널의 1차 모드(1차 굽힘 모드)는 강선의 길이와 직경에 따라 고정된 주파수를 갖는 반면, 2차 모드(2차 굽힘 모드)에서 주파수 중첩이 발생하였다. 이는 대칭 패널끼리 서로의 운동을 흡진하는 것을 관찰할 수 있었으며, 대칭 패널끼리 적당한 m-c-k 시스템을 이루어 흡진기와 같은 성능을 나타내며, 주파수가 2개로 분할되어 진폭 또한 감소됨을 확인할 수 있다. 향후 대칭패널의 강성을 변화시킴으로써 최적의 흡진성능을 나타낼 수 있도록 추가 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

References

- [1] Y. H. Kim, K. H. Kang, H. D. Kim, J. S. Park, "A Study on Analysis of Dynamic Characteristics of a High-Agility Satellite including Flexibility of a Solar Panel," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 1, No. 2, pp. 21-26, 2013.
- [2] Herbert J. Kramer, Arthur P. Cracknell, "An Overview of small Satellites in Remote Sensing," *International Journal of Remote Sensing*, Vol. 29,

- No. 15, pp. 4285-4337, 2008.
- [3] Thomas P. Sarafin and Wiley J. Larson, "Spacecraft Structures and Mechanisms From Concept to Launch," *Space Technology Library*, 1995.
- [4] K. W. Kim, H. J. Kim, H. Y. Moon, J. H. Lee, I. M. Jin, H. S. Choi, Y. H. Song and S. Y. Kwon, "Solar Array Trade-off Study for Earth Observation Satellite", *The Korea Society for Aeronautical & Space Sciences Proceeding*, pp.614-617, 2005.
- [5] H. H. Lee, H.D. Kim and J. S. Park, "Optimal Design of a High-Agility Satellite Solar Array Module with Genetic Algorithm," *The Korea Society for Aeronautical & Space Sciences Proceeding*, pp. 620-625, 2011.
- [6] Y. W. Park, J. Y. Han, H. C. Bang, B. K. Park, "A Study on Ground Verification TESTBED for Three Axis Attitude Control of Satellites - Part I. Development Study", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol.27, No. 5, pp113-121, 1999
- [7] J. Y. Han, Y. W. Park, H. C. Bang, "Attitude Control of Spacecraft using 3 Axis Attitude Control Ground Testbed - Part II. Experimental study", *The Korean Society For Aeronautical and space Sciences Proceedings*, pp568-572, 1999
- [8] Y. W. Park, J. Y. Han, H. C. Bang, B. K. M. K. Nam, Y. S. Kim, "Spacecraft Attitude Control Ground Experiment Study Using Single Axis Rotational Testbed", *The Korean Society For Aeronautical and space Sciences Proceedings*, pp403-407, 1997
- [9] G. Y. Park, D. O. Lee, J. S. Yoon, J. H. Han, "Analytical & Experimental Study on Microvibration Effects of Satellite", *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol.24, No.1, pp5-13
- [10] Meissner, D. M, 2009, "A three degrees of freedom test-bed for nanosatellite and Cubesat attitude dynamics, determination, and control" *NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL MONTEREY CA*.
- [11] Veres, S., Lincoln, N., & Gabriel, S, 2007, "Testbed for satellite formation flying under ground conditions," *In Control Conference (ECC)*, 2007 European (pp. 4009-4015), IEEE.
- [12] Oda, M., Sawada, H., Yoshii, M., Goto, N., Inaba, N., Suzuki, S., Hagiwara, Y, "Measurement of Satellite Solar Array Panel Vibrations Caused by Thermal Snap and Gas Jet Thruster Firing," *INTECH Open Access Publisher*, 2011
- [13] B. D. Pyeon, J. S. Bae, J. H. Kim and Jung-Sun, Park, "A Study on the Vibration Characteristics of Solar Panel Using Attitude Maneuver of Satellite," *Proceedings of Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering*, Oct 31~Nov 3 2018.