



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

2016년 2월

석사학위 논문

2축 김벌구동형 위성용 X-밴드
안테나의 미소진동 저감에 관한 연구

조선대학교 대학원

항공우주공학과

전 수 현

2축 김벌구동형 위성용 X-밴드
안테나의 미소진동 저감에 관한 연구

A Study on Micro-vibration Isolation of Two-axis
Gimbal-type Spaceborne X-band Antenna

2016년 2월 25일

조선대학교 대학원

항공우주공학과

전 수 현

2축 김벌구동형 위성용 X-밴드
안테나의 미소진동 저감에 관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함

2015년 10월

조선대학교 대학원

항공우주공학과

전 수 현

전수현의 석사학위논문을 인준함

위원장	항공우주연구원	책임연구원	<u>김 홍 배</u> (인)
위 원	항공우주연구원	책임연구원	<u>우 성 현</u> (인)
위 원	조선대학교	교 수	<u>오 현 웅</u> (인)

2015년 11월

조선대학교 대학원

목 차

LIST OF FIGURES	iii
LIST OF TABLES	vii
ABSTRACT	viii
제 1 장 서 론	1
제 2 장 저 회전강성 진동절연기를 적용한 2축 김벌 구동형 위성용 X-밴드 안테나	7
제 1 절 2축 김벌구동형 위성용 X-밴드 안테나	7
제 2 절 저 회전강성 진동절연기	10
제 3 장 유한 요소 해석	15
제 1 절 X-밴드 안테나 구조 해석	15
1. 모달 해석	22
2. 준정적 해석	27
제 2 절 저 회전강성 진동절연기 구조 해석	30
제 4 장 미소진동 저감 성능 검증 시험	35
제 1 절 저 회전강성 진동절연기 기본 특성 시험	35

제 2 절 저 회전강성 진동절연기를 적용한 X-밴드 안테	
나의 미소진동 시험	45
1. 시험 구성	45
2. 등속도 시험	47
3. TPF 구동 시험	78
제 5 장 결 론	91
【참고 문헌】	92
【연구 실적】	96

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Image Quality Degradation due to Micro-vibration Disturbance Sources	6
Fig. 2 Configuration of a Two-axis Gimbal-type Spaceborne X-band Antenna	9
Fig. 3 Low-torsional-stiffness Isolator [(a): for Azimuth, (b): for Elevation]	12
Fig. 4 Configuration of a X-band Antenna combined with a Low-torsional-stiffness Isolator for Azimuth	13
Fig. 5 Configuration of a X-band Antenna combined with a Low-torsional-stiffness Isolator for Elevation	14
Fig. 6 Finite Element Model of a X-band Antenna	16
Fig. 7 FE Model of a Bearing	17
Fig. 8 FE Model of a Launch Lock Mechanism	18
Fig. 9 Mode Shape of a X-band Antenna in Launch	23
Fig. 10 Mode Shape of a X-band Antenna in On-orbit	25
Fig. 11 Stress Contour Map of a X-band Antenna	28
Fig. 12 Finite Element Model of a Low-torsional-stiffness Isolator [(a): for Azimuth, (b): for Elevation]	34
Fig. 13 Low-torsional-stiffness Isolator used for Test	38
Fig. 14 Torque Measurement Test Set-up Schematic [(a): Iso View, (b): Front View]	39
Fig. 15 Torque Measurement Test Set-up	40
Fig. 16 Time History of Free Vibration Test in Rotational Axis	42
Fig. 17 Comparison of the Transmissibility Curve, with and without Azimuth and Elevation Isolation System	44
Fig. 18 Micro-vibration Measurement Test Set-up	46
Fig. 19 Comparison of Time Profiles for Force, with and without Azimuth	

	Isolation System in x -axis	49
Fig. 20	Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Azimuth Isolation System in x -axis	50
Fig. 21	Comparison of Time Profiles for Force, with and without Azimuth Isolation System in y -axis	51
Fig. 22	Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Azimuth Isolation System in y -axis	52
Fig. 23	Comparison of Time Profiles for Force, with and without Azimuth Isolation System in z -axis	53
Fig. 24	Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Azimuth Isolation System in z -axis	54
Fig. 25	Waterfall Plots of Disturbance Forces for Azimuth Directional Movements of the Antenna in 3deg/sec [(a): w/o Azimuth Isolation System, (b): with Azimuth Isolation System]	57
Fig. 26	Waterfall Plots of Disturbance Forces for Azimuth Directional Movements of the Antenna in 5deg/sec [(a): w/o Azimuth Isolation System, (b): with Azimuth Isolation System]	59
Fig. 27	Waterfall Plots of Disturbance Forces for Azimuth Directional Movements of the Antenna in 7deg/sec [(a): w/o Azimuth Isolation System, (b): with Azimuth Isolation System]	61
Fig. 28	Waterfall Plots of Disturbance Forces for Azimuth Directional Movements of the Antenna in 10deg/sec [(a): w/o Azimuth Isolation System, (b): with Azimuth Isolation System]	63
Fig. 29	Comparison of Time Profiles for Force, with and without Elevation Isolation System in x -axis	64
Fig. 30	Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Elevation Isolation System in x -axis	65
Fig. 31	Comparison of Time Profiles for Force, with and without Elevation Isolation System in y -axis	66

Fig. 32 Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Elevation Isolation System in y-axis 67

Fig. 33 Comparison of Time Profiles for Force, with and without Elevation Isolation System in z-axis 68

Fig. 34 Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Elevation Isolation System in z-axis 69

Fig. 35 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Elevation Directional Movements of the Antenna in 3deg/sec [(a): w/o Elevation Isolation System, (b): with Elevation Isolation System] 71

Fig. 36 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Elevation Directional Movements of the Antenna in 5deg/sec [(a): w/o Elevation Isolation System, (b): with Elevation Isolation System] 73

Fig. 37 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Elevation Directional Movements of the Antenna in 7deg/sec [(a): w/o Elevation Isolation System, (b): with Elevation Isolation System] 75

Fig. 38 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Elevation Directional Movements of the Antenna in 10deg/sec [(a): w/o Elevation Isolation System, (b): with Elevation Isolation System] 77

Fig. 39 X-band Antenna Pointing Maneuver Profiles used for verifying Micro-vibration Attenuation Capability of Azimuth Isolation System 81

Fig. 40 Comparison of Force-time Profiles in TPF Activation, with and without Azimuth Isolation System 82

Fig. 41 X-band Antenna Pointing Maneuver Profiles used for verifying Micro-vibration Attenuation Capability of Azimuth and Elevation Isolation System 84

Fig. 42 Comparison of Force-time Profiles in TPF Activation for with and without Azimuth and Elevation Isolation System 85

Fig. 43 Waterfall Plots of Disturbance Forces for TPF Activation [(a):

w/o Azi. and El. Isolation System, (b): with Azi. Isolation System and w/o El. Isolation System, (c): with Azi. and El. Isolation System] 90

LIST OF TABLES

Table 1 Stiffness of Azimuth and Elevation Bearings	19
Table 2 Information of Finite Element Model	20
Table 3 Material Properties applied to Structural Parts	21
Table 4 Modal Effective Mass Fraction of a X-band Antenna in Launch ...	24
Table 5 Modal Effective Mass Fraction of a X-band Antenna in On-orbit	26
Table 6 Quasi-static Analysis Result of a X-band Antenna	29
Table 7 Required Torque Budget for Azimuth and Elevation Activation of a Two-axis Gimbal-type X-band Antenna	33
Table 8 Titanium Material Property	34
Table 9 Basic Characteristic Measurement Test Results	41
Table 10 Parameter Values of a X-band Antenna, with and without Isolation System	43
Table 11 Disturbance Reduction Ratio for Azimuth Isolation System with respect to without Azimuth Isolation System	83
Table 12 Disturbance Reduction Ratio for Azimuth Isolation System with respect to without Azimuth and Elevation Isolation System	86
Table 13 Disturbance Reduction Ratio for Azimuth and Elevation Isolation System with respect to without Azimuth Isolation System	87

ABSTRACT

A Study on Micro-vibration Isolation of Two-axis Gimbal-type Spaceborne X-band Antenna

Jeon SuHyeon

Advisor : Prof. Oh Hyun-Ung, Ph. D.

Department of Aerospace Engineering

Graduate School of Chosun University

Satellite on-board appendages that have mechanical moving parts such as a fly-wheel, a control moment gyro, a cyrocooler and a gimbal-type directional antenna produce an undesirable micro-vibration disturbances which can cause deleterious effect on the image quality of the high resolution observation satellite. Therefore, the micro-vibration attenuation is an important technology because the acceptable micro-vibration requirement is becoming much lower. To achieve a jitter-free silent platform, many researches have been conducted for enhancing image quality by using a micro-vibration isolation systems based on passive, active and semi-active techniques.

Recently, the size of the image data transferred to ground station from satellite is also greatly becoming increased according to the recent tendency of satellite imagery markets which requires a much higher resolution image. Therefore, the high resolution observation satellites also require effective management of the handling and transmitting the massive high resolution image data from satellite to ground station by using an omni-directional or directional X-band antenna. The directional X-band antenna can be more effectively used for the massive image data transfer in a real time than the omni-directional antenna because it

offers higher gain by pointing the antenna to specified direction without affection of attitude and orbital motion of the satellite. The pointing capability of the directional antenna can be increased by mounting it on multi-axis gimbal system and in general, a stepper motor combined with harmonic drive gear is used for the activation of the rotational movements of the multi-axis gimbal-type antenna. However, the stepper motor activation is one of the main sources to induce the micro-jitter disturbances, which can result in the image quality degradation of high resolution observation satellite.

In order to mechanically attenuate the micro-vibration of the gimbal-type X-band antenna, mounting a whole antenna assembly on a soft mount isolation system might be one of the solutions, which is generally applied for the micro-vibration isolation systems for space applications. In this approach, the micro-vibration isolation can be achieved by frequency decoupling between the harmonic frequency of the antenna and the eigen-frequency of the antenna assembly supported by isolation system with low stiffness. However, the structural safety of the X-band antenna supported by the low stiffness soft mount isolation system cannot be guaranteed under the severe launch loads. This problem can be easily solved by applying a launch locking mechanism, but it might induce additional disadvantages such as the increase of total mass, system complexity and decrease in reliability. In addition, if the launch locking mechanism is not normally working on-orbit by unexpected problems, the micro-vibration isolation cannot be expected anymore.

The ideal approach is to find out a more reliable and simply applicable solution, which can effectively attenuate the micro-vibration disturbances without employing the launch locking mechanism additionally to guarantee the structural safety of the soft mount whole antenna isolation system under launch environment. Therefore, Kozilek et al.

proposed to implement a low-torsional-stiffness on the existing external spur gear wheel, which is mounted on the output shaft of the stepper motor actuator for the purpose of the micro-vibration isolation in the azimuth rotational direction of the antenna. The design provided a reliable technical solution that can be easily implemented, even on existing X-band antenna by just simple modification of the design. In addition, the effectiveness of the design was verified under the test condition when the antenna is activated by constant rotational velocity in azimuth direction. However, this is quietly different operating condition of the antenna based on the TPF (Tracking Parameter File) activation profile, which simultaneously drives the rotational movements of antenna in azimuth and elevation direction. In addition, the design method for implementing the low-torsional-stiffness on the gear wheel was not also introduced in the previous study.

In this study, we investigate the possibility of using a low-torsional-stiffness isolator to enhance a micro-vibration attenuation capability for a stepper actuated X-band antenna mechanism. For this, we proposed to mount the low-torsional-stiffness isolator on output shaft of the stepper actuators for activating the rotational movements of antenna in azimuth and elevation directions. In case of micro-vibration attenuation in azimuth rotational direction of the antenna, the low-torsional-stiffness was directly implemented on the existing spur gear wheel based on the approach proposed by Kozilek et al. This approach is very effective in attenuating micro-vibration in the azimuth direction of the antenna. However, there are some limitations to implementing a low-torsional-stiffness spring-blade design on the elevation gear wheel, owing to the small, limited volume of the bevel gear that is directly mounted on the output shaft of the stepper motor actuator. Therefore, in this study, in order to achieve the micro-vibration attenuation in the

elevation direction of the antenna, we proposed to implement the low-torsional isolator between the shaft of the stepper actuator and the bevel gear. These design approaches provide a reliable technical solution that can be easily implemented, even on existing hardware, without making major modifications to the conventional design of the antenna, by effectively attenuating the micro-vibration in both the azimuth and elevation direction of the X-band antenna.

The low-torsional-stiffness isolators must guarantee both the micro-vibration attenuation capability and structural safety of the blades. Therefore, in this study, we performed the structure design of the isolators such that they are satisfied with the margin of safety rule when the required torque budgets for azimuth and elevation activation are applied to the low-torsional-stiffness isolators. The structure safety of the blades were also experimentally verified through the torque measurement test.

To demonstrate the effectiveness of the low-torsional-stiffness isolator, we performed a micro-vibration measurement test of the X-band antenna using a floating-type micro-vibration measurement device proposed in this study. The micro-vibration measurement test was performed under constant rotational velocity condition. In addition, TPF activation profile, that drives the rotational movement of the antenna with various rotational velocity in both azimuth and elevation directions, was adopted to simulate an actual on-orbit operation of X-band antenna. The test results indicate that the low-torsional-stiffness isolators proposed in this study are effective in attenuating the micro-vibration induced by stepper actuators for activation of rotational movements of the antenna in azimuth and elevation directions.

Key Word : X-band Antenna, Micro-vibration, Micro-vibration Isolation, Low-torsional-stiffness Isolator

제 1 장 서 론

위성의 자세제어용 반작용 휠, 위성의 자세 정보 제공을 위한 기계식 자이로, 임무 장비의 극저온 구현을 위한 냉각기, 태양전지판의 태양추적 구동기, 지향 조정 장치로서 사용되는 2축 김벌 시스템 등과 같이 기계적 회전 또는 병진 구동부를 갖는 탑재장비는 궤도 운용 시 목적하는 기능을 구현함과 동시에 미소진동을 수반한다. 상기의 탑재 장비로부터 발생하는 진동외란의 크기는 극히 미소함에도 불구하고 Fig. 1과 같이 정밀 지향성능이 요구되는 고해상도 관측위성의 영상품질을 저하시키는 주요 원인으로 작용한다[1-6]. 고해상도 관측위성의 정밀한 관측 성능 향상을 위해서는 미소진동 발생원으로부터 발생하는 외란이 주요 임무 탑재장비에 전달되지 않도록 진동 절연 시스템을 적용하거나 저진동 탑재장비를 개발하는 방법 등 추가적인 기술적 노력들이 요구된다.

궤도상 미소진동 절연을 구현하기 위해 진동 절연 시스템을 적용하는 방식으로는 수동형[7-14], 능동형[15-18] 및 반능동형[19-22] 진동 절연 방식이 존재한다. 수동형 진동 제어 방식의 경우 강성, 감쇠, 마찰 등 시스템 재질의 고유 파라미터 특성을 이용하여 제어하는 방식으로 저비용, 경량화, 시스템의 간략화 등의 장점이 존재하지만 고정되어있는 시스템의 고유 파라미터로 인해 진동 절연 성능 면에서 한계가 존재하는 단점을 갖는다. 능동형 진동 절연 방식은 진동 제어용 액추에이터 시스템에 에너지를 공급할 수 있기 때문에 효과적인 진동 절연 효과를 기대할 수 있으나, spill-over와 같은 불안정한 요소가 존재하기 때문에 탑재 장비의 신뢰성을 매우 중요시하는 우주 분야에서는 적합하지 않은 단점이 존재한다. 반능동형 진동 절연 방식의 경우, 수동적 진동 제어 능력을 최대한 발휘 가능 하도록 시스템 고유 파라미터를 적극적으로 제어하는 방식으로 수동 메커니즘에 의해 진동에너지 감쇠가 이루어지기 때문에 수동형 진동 절연 방식과 같이 시스템이 안정되고 수동형에 비해 진동 절연 효과가 높다. 그럼에도 불구하고, 위성 임무에 요구되는 신뢰도 및 시스템 안정화 요구조건을 충족하기 위해 현재까지 수동형 절연 방식이 우주 임무 수행을 위해 일반적으로 적용되고 있다 [23]. 대표적인 예로서, Kamesh et al. [7]는 플렉서 형태의 진동 절연기를 제안하였으며, 해석 및 시험을 통해 플렉서의 두께 및 굽힘 횟수에 따른 고유진동수를 제시함으로써 리액션 휠 뿐만 아니라 위성에 탑재되는 미소진동 발생원의 주 가진 주파수와 의 주파수 분리를 위한 진동 절연기로서의 적용 가능성을 수치 해석을 통해 입증하였

다. Guan et al. [8]은 광학 탑재체에 전달되는 진동 성분을 저감시킴으로써 관측 성능 향상을 위해 금속 계열의 댐핑 재료를 이용하여 1.5Hz 수동형 진동 절연 시스템을 개발하였으며, 실험적으로 95% 이상의 진동 절연 성능을 입증하였다. Porter et al. [9]은 위성 자세 제어를 위해 사용되는 리액션 휠의 내란 차단을 위해 점성 유체를 이용한 1.5Hz 수동형 진동 절연기를 제안하였다. Karl et al. [10]은 가시광선이나 적외선에 비해 X-ray라는 파장이 매우 짧은 광선을 집속하는 임무장비의 고해상도 요구조건을 충족하기 위해 1~2Hz 대역에 존재하는 스텐더트 플랫폼 형상의 진동 저감 장치를 개발하였으며, 이를 리액션 휠에 배치함으로써 전체 구동주파수 대역에서 2.8배 이상의 진동절연효과가 있음을 입증하였다. Richard et al. [11]은 중적외선 탑재체의 지향성능 향상을 목적으로 6각 형태의 저항성 지지 구조를 형성하는 수동형 진동 절연기를 제안하였으며, 냉각기의 복수 하모닉 성분(55, 110, 165Hz)을 대상으로 20dB 이상의 진동절연 효과가 있음을 입증하였다. Oh et al. [12-13]은 의탄성 형상기억합금 메쉬 와셔를 적용하여 발사환경에서의 구조건전성 확보를 위한 추가적인 발사 구속 장치의 적용 없이도 발사환경과 궤도환경이라는 상이한 진동환경에 동시 적용 가능한 우주용 냉각기 미소진동 저감용 수동형 진동절연기를 제안하였으며, 인증수준의 발사 환경 시험[12] 및 미소 진동 측정 시험을[13] 통해 발사 하중 저감 및 궤도 미소진동 절연 성능 구현에 유효함을 입증하였다. Riabzev et al. [14]은 극저온 냉각이 요구되는 관측 장비와 냉각기의 콜드팁 사이에 스프링의 횡방향 저항성 특성을 활용한 3 자유도의 수동형 진동절연기를 배치함으로써 150Hz를 기점으로 하는 주파수 분리를 통한 진동절연효과를 실험적으로 입증하였다.

최근, 고해상도 영상수요가 급격하게 증가함에 따라 제한된 촬영 기회에 다수의 표적에 대한 고해상도 영상정보 획득이 가능한 위성시스템이 요구되는 추세이며, 이러한 요구사항을 충족시키기 위해 고기동 · 초정밀 관측위성 개발은 물론 이에 장착되는 광학 탑재체의 해상도 및 관측폭이 증가하고 있다. 이로 인해 영상자료의 양과 크기 또한 증가하고 있으며, 고해상도 관측위성으로부터 획득된 대용량 영상 데이터를 지상국으로 실시간 전송을 위해 안정적인 데이터 송신율을 보장할 수 있는 안테나 개발이 요구된다. 관측위성으로부터 촬영된 영상을 지상에 송신하기 위해서는 ITU 규격에 따라 8GHz 주파수대의 X-밴드를 사용하게 되며, 이용할 수 있는 주파수 대역은 8.025GHz ~ 8.4GHz로 제한되어있다[24]. 따라서 X-밴드 대역을 사용하는 무지향성 옴니 안테나를 이용할 경우, 안테나의 빔 패턴이 수평 방향으로 퍼지는 특성으로 인해 위성과 지상 수신안테나 간의 전파도달거리가 최소화 될 때 다수의 지상국에 영상수집데이터를 전

송할 수 있는 장점이 존재하나 시시각각 변화하는 위성의 자세 및 위치로 인해 전파 도달 거리가 멀어지게 되면 안테나의 높은 이득 확보가 불가능하여 안정적인 데이터 송신율을 보장할 수 없게 된다[25]. 하지만 빔 폭이 좁고 높은 안테나 이득을 갖는 지향성 안테나를 사용할 경우 특정 방향으로 정확하고 강한 전자파를 지상 수신안테나로 전달할 수 있기 때문에 장거리에서도 고효율의 데이터 전송이 가능하며[26], 이를 2축 김벌 지향 장치에 장착하게 되면 위성의 자세 및 궤도 운동과는 무관하게 지상 안테나를 실시간으로 지향이 가능하여 안정적인 대용량 영상 데이터 전송이 가능하면서 고기동성을 갖춘 안테나 개발이 가능하다[27-28]. 그러나 2축 김벌 지향 장치에 장착되는 안테나의 각 축의 회전 구동을 위해 주로 일정 기어비의 기어모듈과의 조합으로 구동되는 스텝핑 모터의 사용이 적용되고 있으며, 스텝핑 모터 구동에 따른 외란 및 부정확한 기어 간의 맞물림, 안테나의 동적 불균형 등은 미소진동을 유발시킨다. 비록 미소진동의 크기는 극히 미소하지만 위성체 구조물을 통해 탑재 카메라에 전달될 경우 카메라의 시선각을 교란시켜 고해상도 관측위성의 영상품질 저하를 유발하게 되며, 고해상도 관측위성의 정밀한 관측 성능 향상을 위해 위성에 탑재되는 진동원에 대한 진동감쇠가 가능한 다양한 형태의 저항성 지지 구조를 갖는 진동 절연기가 연구되는 바와 같이[7-14] 미소 진동을 유발하는 X-밴드 안테나 조립체에 상기의 진동절연기를 배치함으로써 X-밴드 안테나의 구동 주파수와의 주파수 분리를 통해 미소진동을 감쇠시키는 방법이 있다. 그러나 극한 진동환경인 발사하중에서 저항성 탄성 지지된 미소진동발생원의 구조 건전성을 확보하는데 어려움이 존재하며, 이러한 취약한 구조를 보완하기 위해 발사 구속 장치를 별도로 적용함으로써 발사 환경 하에서 저항성 탄성 지지된 미소진동 발생원의 구조건전성을 확보하고 궤도 상에서 발사 구속 장치를 분리하여 진동절연 성능을 구현한다. 그러나 저항성 지지구조의 진동절연기와 함께 별도의 발사 구속 장치로 보호되는 이중구조가 적용될 경우 시스템의 복잡화 및 신뢰도 측면에서 단점이 존재하게 되며, 이와 동시에 전체 시스템의 중량 증가, 발사 구속 장치 분리 시 수반되는 충격 하중에 의한 탑재 장비의 손상 위험성, 발사 구속 장치 분리 실패 시 궤도 상에서의 미소진동 절연성능 미확보 등의 단점이 존재한다.

상기의 단점을 극복하기 위해, Kim et al. [29]은 저항성 지지구조의 진동절연기 적용 없이 2축 김벌 안테나 시스템의 구동기로 사용되는 스텝핑 모터의 종류에 따른 김벌 시스템의 교란력을 측정하여 진동 특성을 분석하였으며, 2상 스텝핑 모터에 비해 작은 토크 리플(Torque Ripple)을 발생시키는 5상 스텝핑 모터를 사용할 경우 최대 56%의 피크 감소율을 보임으로써 위성의 지터 성능을 향상시킬 수 있는 설계 방안을

제안하였다. 또한, Kim et al. [30]은 X-밴드 안테나로부터의 미소진동을 저감하기 위해 속도 최적화 기법을 제안하였다. 속도 최적화 기법은 임무 탑재장비와의 구조적 공진을 일으킬 수 있는 구동 속도를 회피하여 특정 구동 속도만으로 이루어진 최적화된 TPF (Tracking Parameter File) 프로파일을 생성한 것으로서, X-밴드 안테나에 대한 미소진동 시험을 통해 속도 최적화 기법에 대한 적용가능성을 입증하였다. 그러나 위성 기술이 지속적으로 발전함에 따라 보다 더 뛰어난 고해상도의 영상품질을 요구하게 되며, 이를 만족하기 위해 관측위성의 영상 흔들림(Jitter)에 대한 요구조건은 점차 엄격해지고 있는 실정이기 때문에 소프트웨어를 통해 엄격해지는 지터 요구 사항을 충족시키는데 한계가 존재한다.

상기와 같이 엄격해지는 지터 요구 사항을 충족시키기 위해서는 발사 환경 하에서 저 강성 탄성 지지된 안테나 조립체의 구조 건전성 확보를 위해 추가적으로 적용된 발사 구속 장치 없이 효과적으로 미소진동 절연 구현이 가능한 해결책을 찾는 것이며, 본 연구에서는 2축 김벌구동형 X-밴드 안테나의 방위각(Azimuth) 회전 구동 시 발생하는 미소진동 절연을 목적으로 스텝핑 구동 모터의 출력축에 장착되는 기어에 저 회전강성을 부여하는 Kozilek et al. [31]의 설계 기법에 주목하였다. 선행 연구에서 제안한 저 회전강성 기어는 기어의 치형이 형성된 외륜과 구동 모터의 출력 축이 결합되는 내륜 사이를 일정한 간격으로 리브를 형성함으로써 기어에 낮은 회전강성을 구현하였으며, 이러한 설계 기법은 기존 하드웨어의 복잡한 설계 변경 없이 간단한 기어 형상 변경만으로 목적하는 미소진동 저감 성능을 확보할 수 있는 장점이 있다. 그러나 선행 연구에서는 안테나의 구동에 필요한 토크를 전달하기 위해 저 회전강성 기어부의 구조 건전성 확보가 가능하면서 이와 동시에 미소진동 저감이 가능한 저 회전강성 기어의 설계 기법에 대하여 제시된 바 없으며, 선행 연구에서 제안된 저 회전강성 기어의 미소진동 절연성능은 2축 김벌구동형 X-밴드 안테나가 동일한 방향으로만 구동되는 등속도 구동조건에 대해서만 검증되었다. 또한, 저 회전강성 기어는 안테나의 방위각 구동 외에 고각 구동에 대해서는 미소진동 절연성능을 보이지 않았다. 따라서 안테나의 고각 방향 구동에 대한 미소진동 절연성능을 확보하기 위해 고각 단에 적용된 베벨 기어 또한 저 회전강성을 구현 가능하도록 설계 변경이 필요했으나, 기 설계되어 있는 베벨 기어의 경우 가용 면적이 좁아 방위각 단에 적용되는 저 회전강성 기어 설계 방식을 구현하기에는 가용 면적 및 장착 공간의 제약이 따르기 때문에 새로운 형태의 절연 설계가 요구된다.

본 연구에서는 Kozilek et al.이 제안한 방법에 기반하여 X-밴드 안테나의 방위각

및 고각 방향 구동에 대한 미소진동 저감용 저 회전강성 진동절연기를 설계하였으며, 선행 연구에서 제시된 적이 없는 안테나 회전 구동을 위해 요구되는 토크 버짓(Torque Budget)에 기반을 둔 저 회전강성 진동절연기 설계 기법을 제안하였다. 또한, 본 연구에서 제안한 설계 기법의 유효성 검증을 위해 구조 해석 및 토크 측정 시험을 실시하였으며, 이를 통해 안테나 구동 조건 하에서 진동절연기에 대한 구조건전성을 입증하였다. 이와 더불어, 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기의 미소진동 절연성능 검증을 위해 진동절연기 적용에 따른 X-밴드 안테나의 미소진동 측정시험을 수행하였으며, 이를 위해 안테나가 장착된 지지판의 중력방향을 탄성와이어로 지지하여 3축에 대한 구속 자유 조건에서의 미소진동 측정이 가능한 계측시스템을 제안하였다. 저 회전강성 진동절연기의 미소진동 절연성능 검증에 있어서는 안테나의 등속도 구동조건에서의 성능검증만을 수행한 선행연구[31]와 달리, X-밴드 안테나의 실제 궤도 운용을 모사한 TPF 구동 프로파일에 대해서도 추가적으로 미소진동 측정시험을 수행하였으며, TPF 구동 프로파일은 한 방향으로만 구동되는 등속도 구동조건과는 다르게 안테나의 방위각과 고각 방향이 동시에 구동되며 안테나의 구동속도가 가변되는 특징이 있다. 따라서 본 연구에서는 등속도 구동 조건 외에 TPF 구동 조건을 적용하여 X-밴드 안테나의 미소진동 측정 시험을 수행하였으며, 저 회전강성 진동절연기가 소성 변형 없이 안테나 구동에 필요한 토크 전달이 가능함과 동시에 미소진동 저감에 유효함을 입증하였다.

본 논문의 구성으로 1장에서는 저 회전강성 진동절연기의 제안 배경을 설명하였다.

제 2장에서는 2축 김벌구동형 우주용 X-밴드 안테나 및 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기의 구성을 소개한다.

제 3장에서는 2축 김벌구동형 우주용 X-밴드 안테나 및 저 회전강성 진동절연기의 구조 해석 결과를 서술하였다.

제 4장에서는 저 회전강성 진동절연기의 회전강성 측정을 위해 수행된 기본 특성 시험 결과를 서술하였으며, 이에 대한 미소진동 절연성능 검증을 위해 별도로 제작된 미소진동 측정 시스템 소개 및 이를 활용하여 수행된 안테나의 등속도 및 TPF 구동 조건에 대한 미소진동 절연성능 측정시험 결과를 서술하였다.

제 5장에서는 결론, 참고문헌 및 연구실적을 정리하였다.

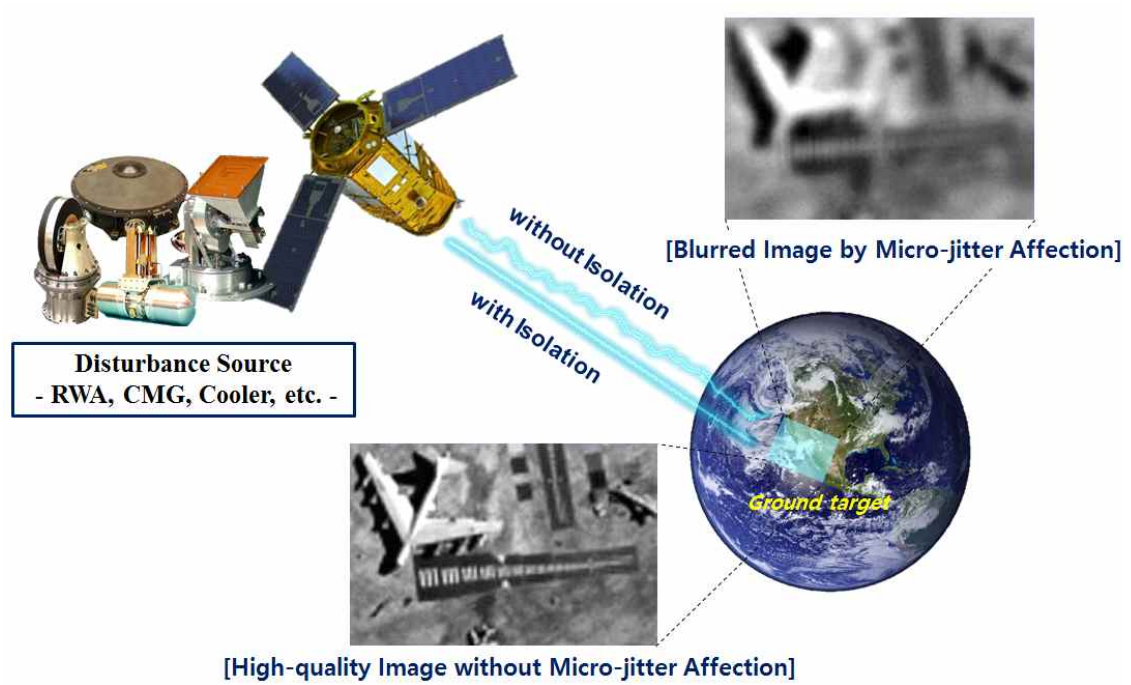


Fig. 2 Image Quality Degradation due to Micro-vibration Disturbance Sources

제 2 장 저 회전강성 진동절연기를 적용한 2축 김벌구동형 위성용 X-밴드 안테나

제 1 절 2축 김벌구동형 위성용 X-밴드 안테나

Figure 2는 관측위성으로부터 획득된 고해상도 영상정보를 지상 안테나에 효율적인 송신을 위해 사용되는 2축 김벌구동형 위성용 X-밴드 안테나의 형상을 나타낸다. X-밴드 안테나는 총 11kg으로, 궤도 운동과는 무관하게 지상 안테나를 실시간으로 지향할 수 있도록 안테나를 2축 김벌 시스템을 갖는 지향 조정 장치에 장착하였으며, 2축 김벌구동형 X-밴드 안테나는 주로 방위각 단과 고각 단으로 구성되어 있어 위성의 자세 각과 안테나의 지향각에 따라 방위각 축과 고각 축으로 동시에 회전구동이 가능하다. 방위각 축의 회전 영역은 360° 로 제한 없이 요크(Yoke) 조립체의 회전 구동이 이루어지며, 이와 달리 고각의 회전 축은 15° ~ 145° 범위 내에서 한 안테나의 회전 구동이 이루어지도록 회전 영역이 제한되어 있다. 방위각과 고각방향의 회전 구동을 위해서 Phytron사의 2상 스텝핑 모터 (ZSS 43.200.06.-HD)가 사용되었으며, 스텝핑 모터의 출력축은 1:50 기어비의 하모닉드라이브(Harmonic Drive)와 연결되어 있다. 각 구동축의 회전 변환을 위해 1:1.6 기어 비를 갖는 스퍼 기어(Spur Gear)와 베벨 기어(Bevel Gear)가 각각 적용되었으며, 스텝핑 모터의 출력은 1:80의 감속비를 통해서 방위각 및 고각 단을 구동시킨다. 2상 스텝핑 모터의 경우, 1회전 당 200 스텝(스텝 당 1.8도)을 가지며, 하나의 스텝은 8 개의 마이크로 스텝으로 구성되어 있다. 따라서, X-밴드 안테나의 회전 속도 ω (deg/sec)에 대하여 다음과 같이 1차 구동 주파수(H1 Harmonic Frequency)를 계산할 수 있다.

$$H_1 = (200 \times 80 \times \omega) / 360 \quad (1)$$

또한, 안테나의 두 회전 구동부를 동시 구속이 가능한 발사 구속 장치를 적용함으로써 발사환경에서의 구조 건전성 확보가 가능하도록 구성되어 있으며, 궤도 운용 시 발사 구속 장치의 구속 해제와 동시에 안테나의 구동이 이루어진다. 하지만 X-밴드 안테나의 방위각 및 고각 구동에 따른 동적 불균형, 기어 간의 부정확한 맞물림 그리고 불연속적인 진동 특성을 발생시키는 구동 모터 사용 등은 미소진동 외란을 유발하며, 이는

고해상도 관측 위성의 영상품질을 저하시키는 주요 요인 중 하나이다. 따라서 본 연구에서는 X-밴드 안테나 구동 시 발생하는 미소진동 성분을 저감하기 위해 회전강성이 비교적 낮은 저 회전강성 진동절연기를 제안하였다.

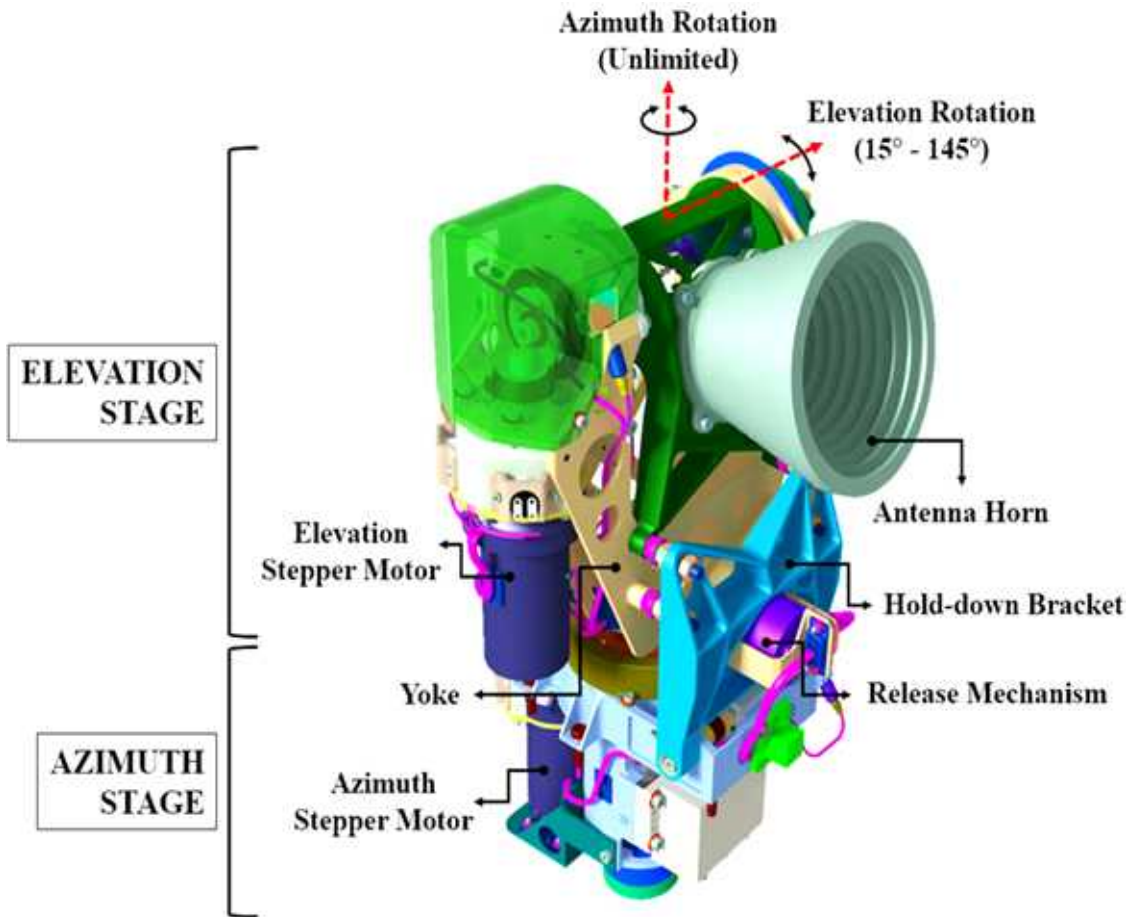


Fig. 3 Configuration of a Two-axis Gimbal-type Spaceborne X-band Antenna

제 2 절 저 회전강성 진동절연기

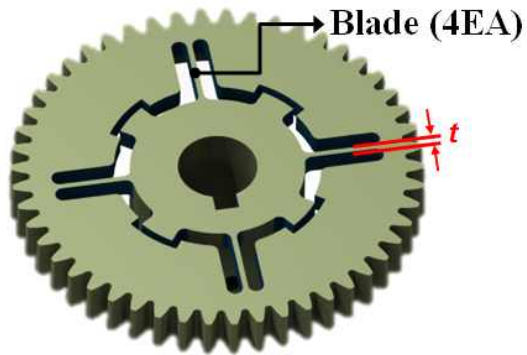
Figure 3 (a), (b)는 2축 김벌구동형 X-밴드 안테나의 방위각 및 고각 방향 구동에 의해 발생하는 미소진동 저감을 목적으로 제안된 블레이드 형식의 저 회전강성 진동절연기 형상을 나타내며, Figs 4와 5는 본 연구에서 제안된 저 회전강성 진동 절연기가 X-밴드 안테나의 방위각 및 고각 단의 회전 구동을 위해 적용된 스텝핑 모터의 출력축에 각각 결합된 형상을 나타낸다.

Fig. 3 (a)와 같이 X-밴드 안테나의 방위각 방향 구동에 따른 미소진동 저감을 위해 제안된 진동 절연기의 경우, X-밴드 안테나의 방위각 축 회전변환을 위해 적용된 스퍼기어의 외륜과 내륜 사이를 90° 간격으로 4 개의 블레이드를 형성함으로써 회전 방향에 대해 저 강성 구현이 가능하도록 하였다. 이 때, 본 연구에서 설계한 블레이드의 두께, 높이, 길이는 각각 0.7mm, 2.5mm, 10mm이며, 본 설계는 X-밴드 안테나의 설계 및 기계적 인터페이스 변경 없이 기어의 설계 변경만으로 본 연구에서 목적하고자 하는 미소진동 저감성능을 확보할 수 있는 장점이 존재한다.

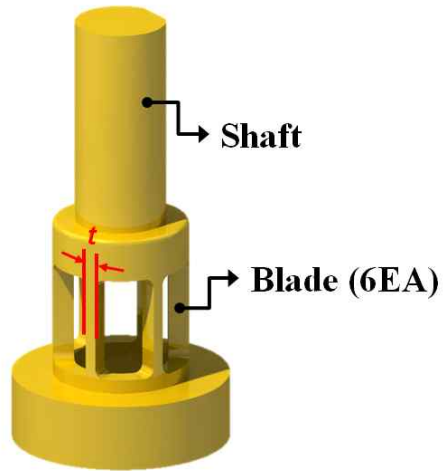
그러나 X-밴드 안테나의 고각 축 회전변환을 적용된 베벨 기어의 경우, 외경이 9mm로써 외경이 52mm인 방위각 단에 적용되는 스퍼 기어에 비해 상기의 블레이드 설계 기법을 부여할 수 있는 가용 면적이 협소할 뿐만 아니라 장착 공간의 제한이 수반되었다. 따라서 상기의 문제점을 해결하기 위해 Fig. 3 (b)와 같이 새로운 형태의 저 회전강성 진동절연기를 제안하였다. 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기는 두께, 폭, 높이가 각각 1.2mm, 2.25mm, 11mm인 블레이드를 원주 방향으로 6개 배치하여 회전 방향에 대해 낮은 회전 강성을 구현하도록 설계하였으며, 구동 모터의 출력축 삽입이 가능한 홀 및 베벨 기어와의 결합을 위한 샤프트를 마련하여 Fig. 4 (b)와 같이 안테나의 고각 구동 모터의 출력축과 베벨 기어의 사이에 배치되도록 구성하였다. 하지만 모터와 기어 사이에 저 회전강성 진동절연기의 추가적인 배치로 인해 기존의 구동 모터 장착 인터페이스가 변경되었으며, 이를 해결하기 위해 기존의 X-밴드 안테나 장착 인터페이스를 활용 가능한 별도의 지지 구조물 설계 및 적용하였다.

상기와 같이 본 연구에서는 X-밴드 안테나의 미소진동 저감을 위해 비교적 두께가 얇은 블레이드를 복수 개 배치함으로써 저 회전강성 진동절연기를 구성 및 제안하였다. 그러나 블레이드의 두께 및 개수를 감소시킴으로써 회전방향에 대해 더 낮은 회전강성을 구현한다면 미소진동 관점에서 뛰어난 절연성능을 확보할 수 있으나, 발사 환경에서 과도한 발사 하중으로 인해 기어 축 정렬에 오차가 발생하거나 궤도 열환경에

서 안테나의 구조적인 열 변형으로 인해 저 회전강성 진동절연기에 과도한 토크가 인가될 경우 블레이드 자체에 비틀림에 의한 소성변형이 발생하여 위성 전체의 임무 실패 요인으로 작용할 수 있다. 상기의 문제는 블레이드의 두께 및 개수를 늘리는 등 진동절연기의 회전강성을 증가시킴으로써 해결할 수 있지만 진동절연기의 회전강성이 증가함에 따라 위성체로의 전달률이 증가함으로써 본 연구에서 목적하고자 하는 미소진동 절연 성능을 기대할 수 없으며, 이러한 문제점을 극복하기 위해 저 회전강성 진동절연기의 구조건전성 및 미소진동 절연성능을 동시에 확보할 수 있는 설계가 요구된다.



(a)



(b)

Fig. 3 Low-torsional-stiffness Isolator [(a): for Azimuth, (b): for Elevation]

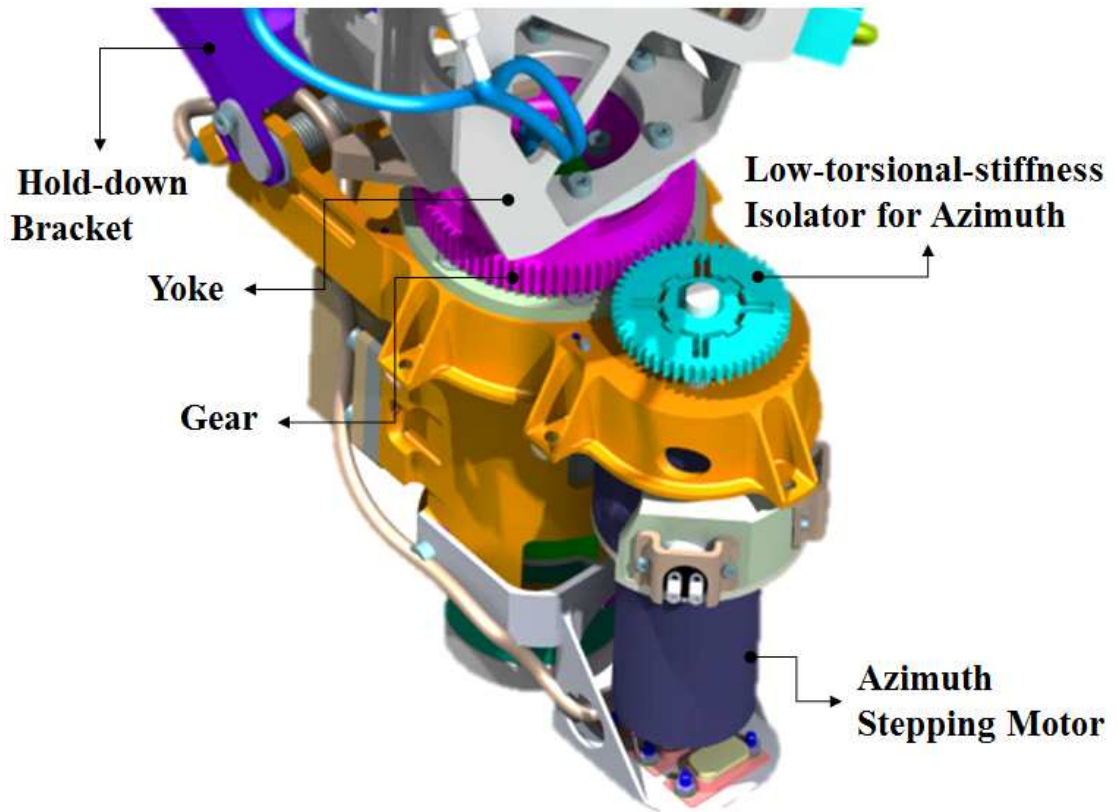


Fig. 4 Configuration of a X-band Antenna combined with a Low-torsional-stiffness Isolator for Azimuth

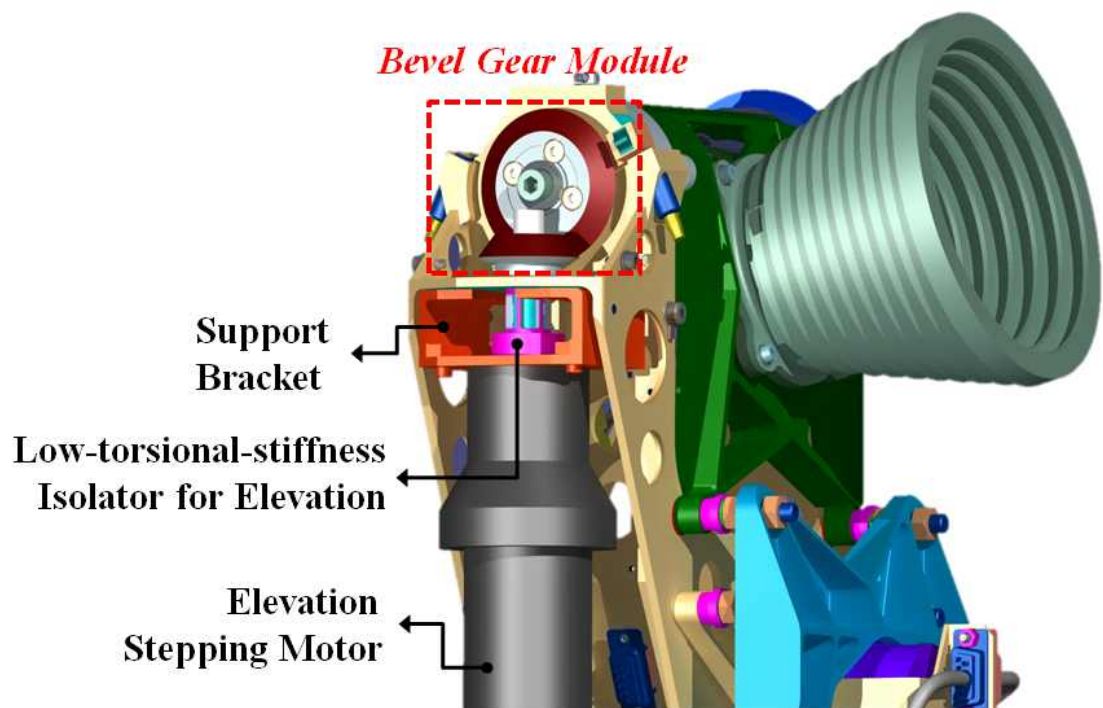


Fig. 5 Configuration of a X-band Antenna combined with a Low-torsional-stiffness Isolator for Elevation

제 3 장 유한 요소 해석

제 1 절 X-밴드 안테나 구조 해석

2축 김벌구동형 우주용 X-밴드 안테나의 발사환경에서의 구조건전성 검증을 위해 상용 구조해석 툴인 MSC. Patran/Nastran을 사용하여 모드 해석, 준정적 해석을 수행하였다. Fig. 6은 구조 해석을 위해 구축한 X-밴드 안테나의 유한 요소 모델 형상을 보여준다. 유한 요소 모델링에 적용되는 요소들은 구현하고자하는 구조물의 형상 및 특성에 따라 선정되었으며, 구조물 간의 볼트 체결은 빔(Beam) 요소를 적용하였다. 또한, 최소의 회전 마찰력으로 방위각단 및 고각 단의 회전 운동을 돕기 위해 적용된 볼베어링의 경우, 베어링 자체의 볼 각각을 모델링 하지 않고 Fig. 7과 같이 베어링의 외륜과 내륜을 RBE3 요소로 모델링하여 각각의 중심 노드를 회전과 병진 자유도를 가지는 스프링(Cbush) 요소를 통해 연결하였으며, 상기의 스프링 요소에 베어링의 스프링 요소 강성을 적용하였다. 이 때 적용된 각 베어링에 대한 강성은 Table 1에 정리하였다. 발사 환경에서 X-밴드 안테나의 구조건전성 확보를 위해 적용되는 발사 구속 장치의 경우, 런치락 브래킷에 장착되어 체결 토크에 의한 예하중(Pre-load)을 +x 방향으로 인가하게 되며, 이 때 런치락 브래킷과 요크 사이 및 런치락 브래킷과 안테나 브래킷 사이에 Ball & Socket 방식을 적용함으로써 한 개의 발사 구속 장치로 두 회전 구동부를 동시에 구속이 가능하도록 하였다. 따라서 발사 구속 장치의 예하중이 인가되었을 때 각 Ball & Socket 인터페이스로 작용하는 분포 하중을 고려하여 해석에 반영하지만 본 연구에서는 Ball & Socket에 인가되는 작용 하중이 높다는 점과 해석의 용이성을 고려하여 Fig. 8과 같이 강체 구속을 적용하였다. 또한, 구동 모터와 혼 안테나 등과 같이 전자장비 및 비 관심 구조는 집중 질량(CONM2) 요소를 이용하여 모델링되었으며, Table 2는 유한 요소 모델에 적용된 요소의 타입과 개수에 대하여 정리하여 보여준다. 아울러, 구조 해석을 위해 X-밴드 안테나의 Base Bracket이 위성 구조체에 장착되는 상태를 고려하여 Base Bracket의 체결부 6 군데에 6자유도($U_x=U_y=U_z=R_x=R_y=R_z$)에 대한 구속 조건을 부여하였으며, 해석에 적용된 재료의 물성치는 Table 3에 나타내었다.

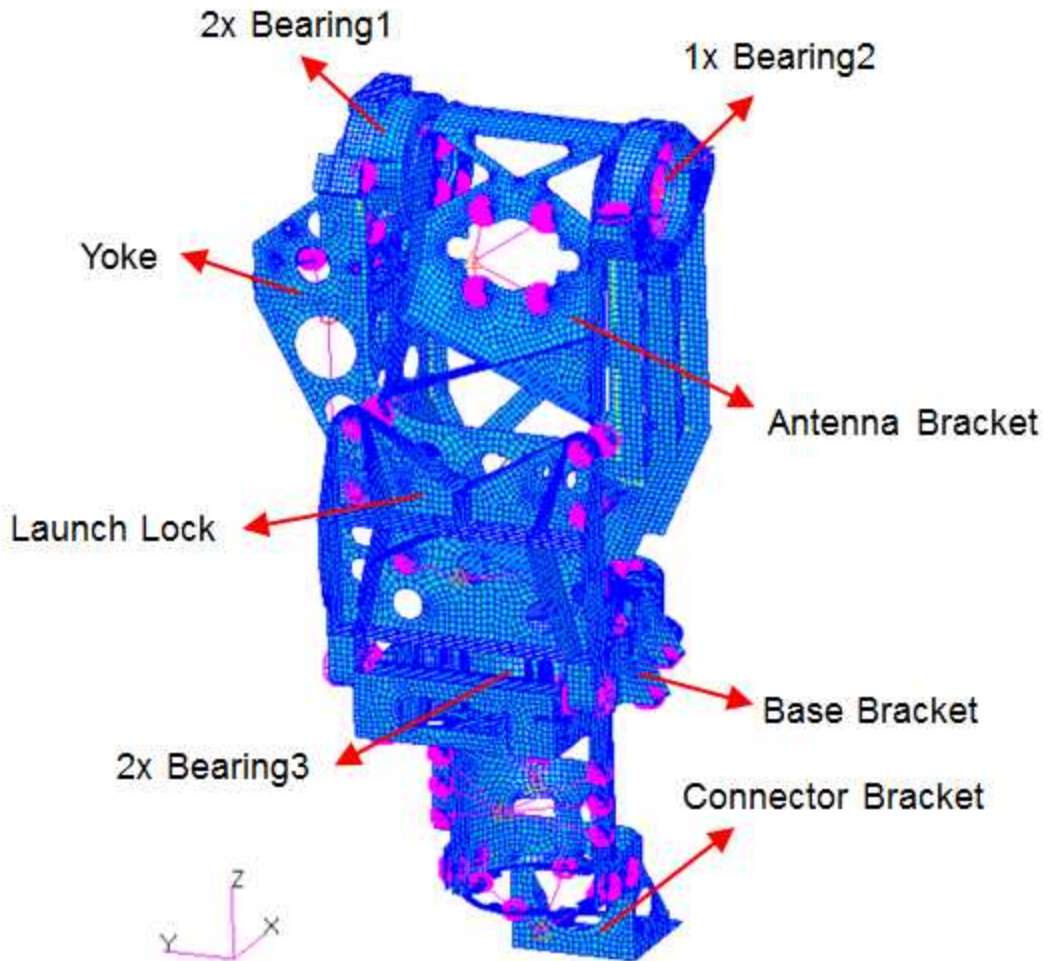


Fig. 6 Finite Element Model of a X-band Antenna

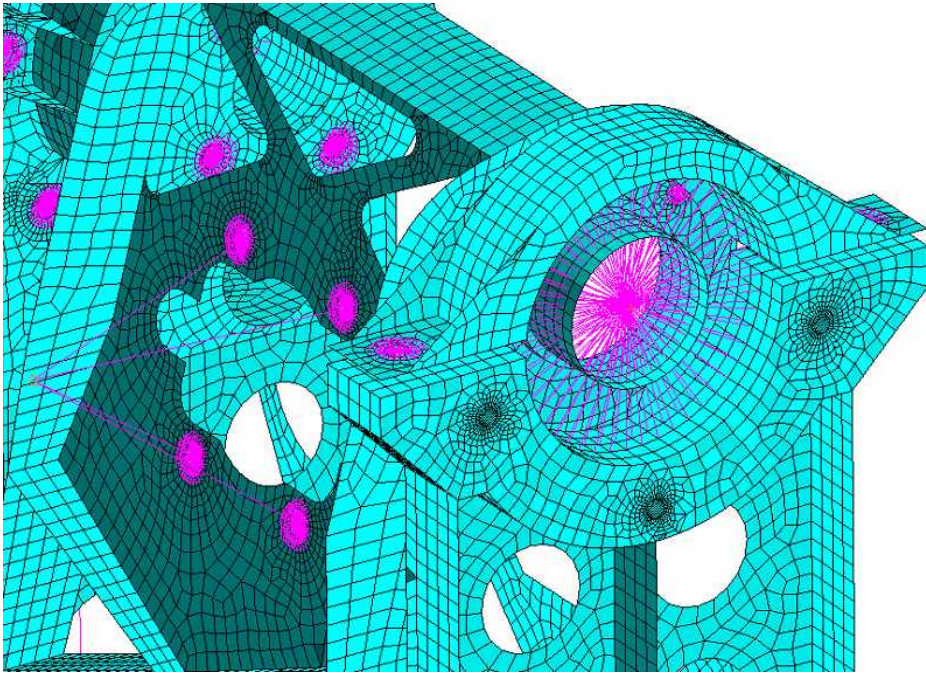


Fig. 7 FE Model of a Bearing

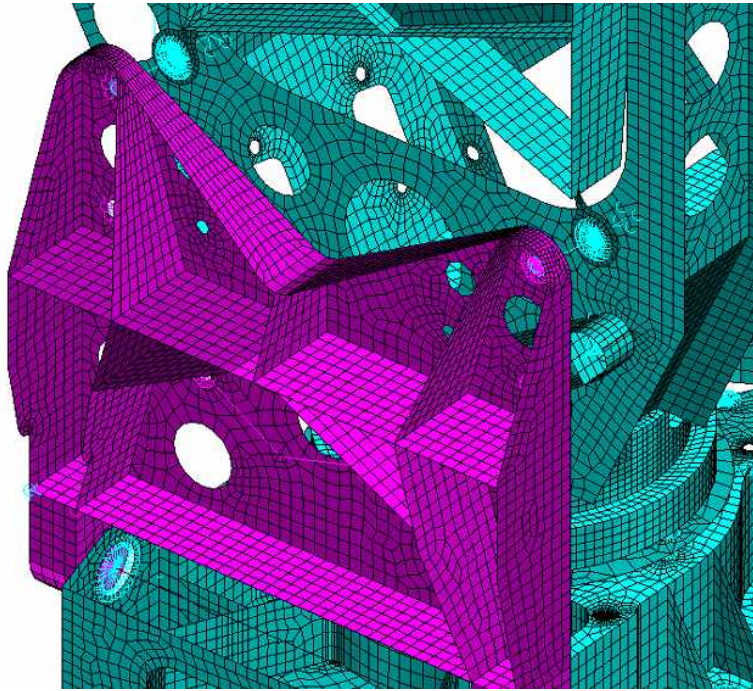


Fig. 8 FE Model of a Launch Lock Mechanism

Table 1 Stiffness of Azimuth and Elevation Bearings

Stiffness Component	Stiffness Value [N/m]		
	Bearing 1	Bearing 2	Bearing 3
Axial Stiffness	63E6	0	113E6
Radial Stiffness	156E6	80E6	208E6

Table 2 Information of Finite Element Model

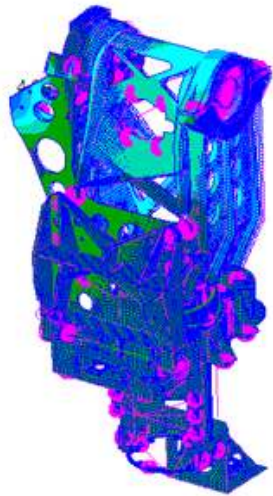
Node or Element		Number
Node		79399
Element	CHEXA	30362
	CQUAD4	32899
	CTRIA3	495
	CPENTA	33
	CBAR	35
	CBUSH	7
	CONM2	14
	RBE2	140
	RBE3	6

Table 3 Material Properties applied to Structural Parts

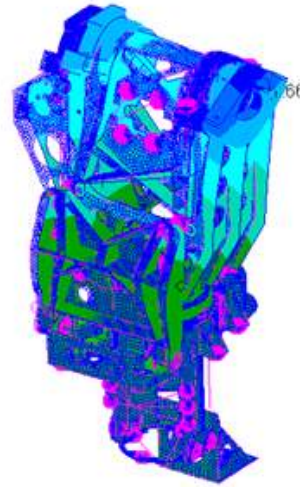
Parts	Material	Young' s Modulus (GPa)	Poisson' s Ratio	Density (kg/m ³)
Gear Module	Titanium	150	0.3	7900
Fasteners	SUS 304	201	0.3	4500
Antenna Bracket	Al6061-T4	68.9	0.33	2700
All Other Parts	Al7075-T7	72	0.33	2800

1. 모달 해석

2축 김벌구동형 X-밴드 안테나의 동적 응답특성을 예측하기 위하여 상기의 X-밴드 안테나 유한 요소 모델로부터 모달 해석을 수행하였다. 모달 해석 수행 시, 발사 및 궤도 환경에서 발사 구속 장치 적용에 따른 안테나의 상이한 구속 조건에 대해 해석을 수행하였으며, 발사 환경에서는 3장 1절에서 언급한 바와 같이 X-밴드 안테나의 두 회전구동부가 발사 구속 장치에 의해 구속되어 있는 점을 고려하여 강제 구속을 적용하여 해석을 수행하였고, 궤도 환경에서는 상기의 강제 구속 조건을 해제하여 모달 해석을 수행하였다. Figures 9, 10과 Tables 4, 5에 발사 및 궤도 환경에서의 안테나 모드 형상 및 고유 모드 별 유효 질량특성 결과를 나타내며, 모달 해석 결과로부터 발사 환경에서 X-밴드 안테나의 1차 고유진동수는 119Hz, 궤도 환경에서 안테나의 1차 고유진동수는 42Hz임을 확인할 수 있었다.



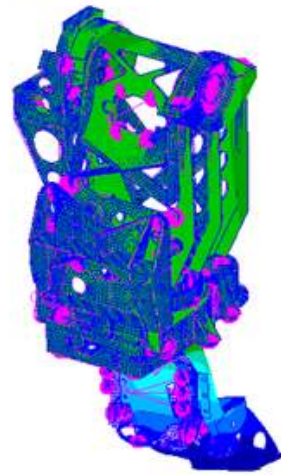
[Mode 1 : 119Hz]



[Mode 3 : 159Hz]



[Mode 4 : 185Hz]



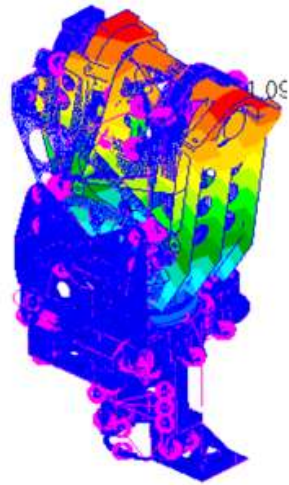
[Mode 10 : 459Hz]

Fig. 9 Mode Shape of a X-band Antenna in Launch

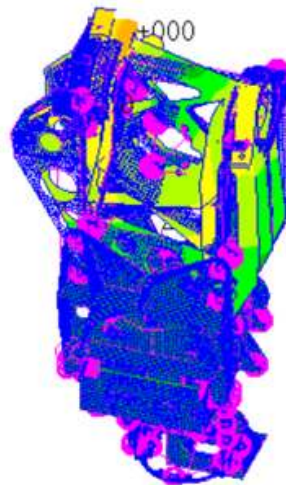
Table 4 Modal Effective Mass Fraction of a X-band Antenna in Launch

Mode No.	Freq. (Hz)	Tx		Ty		Tz	
		Fraction	Sum	Fraction	Sum	Fraction	Sum
1	119	2.80E-02	2.80E-02	1.60E-01	1.60E-01	9.69E-04	9.69E-04
2	133	1.29E-01	1.57E-01	1.58E-02	1.76E-01	1.50E-04	1.12E-03
3	159	2.56E-03	1.60E-01	1.66E-01	3.42E-01	2.53E-03	3.65E-03
4	185	1.80E-01	3.40E-01	2.04E-02	3.62E-01	4.57E-02	4.94E-02
5	283	5.09E-02	3.91E-01	1.13E-02	3.73E-01	1.07E-05	4.94E-02
6	351	2.78E-03	3.93E-01	5.30E-03	3.79E-01	7.51E-03	5.69E-02
7	369	1.05E-01	4.98E-01	1.44E-06	3.79E-01	2.65E-07	5.69E-02
8	381	5.36E-06	4.98E-01	1.73E-01	5.51E-01	2.97E-04	5.72E-02
9	448	1.55E-02	5.14E-01	8.66E-06	5.52E-01	4.04E-04	5.76E-02
10	459	1.97E-05	5.14E-01	5.32E-02	6.05E-01	1.76E-04	5.78E-02
11	543	4.43E-03	5.18E-01	2.27E-02	6.27E-01	4.75E-03	6.25E-02
12	562	5.32E-05	5.18E-01	1.34E-06	6.27E-01	2.86E-05	6.25E-02
13	617	1.33E-03	5.19E-01	7.58E-03	6.35E-01	2.69E-01	3.32E-01
14	649	8.25E-02	6.02E-01	1.18E-03	6.36E-01	3.72E-02	3.69E-01
15	665	6.23E-03	6.08E-01	6.54E-03	6.43E-01	1.03E-01	4.72E-01

Mode No.	Freq. (Hz)	Rx		Ry		Rz	
		Fraction	Sum	Fraction	Sum	Fraction	Sum
1	119	1.41E-02	1.41E-02	1.27E-03	1.27E-03	4.20E-02	4.20E-02
2	133	2.94E-03	1.71E-02	5.16E-03	6.43E-03	2.43E-01	2.85E-01
3	159	4.95E-01	5.12E-01	2.20E-02	2.85E-02	4.52E-02	3.30E-01
4	185	6.11E-02	5.73E-01	3.47E-01	3.76E-01	6.71E-03	3.36E-01
5	283	1.16E-02	5.85E-01	7.48E-02	4.50E-01	6.16E-02	3.98E-01
6	351	8.33E-03	5.93E-01	1.40E-02	4.64E-01	1.99E-01	5.97E-01
7	369	1.34E-05	5.93E-01	2.28E-01	6.92E-01	2.79E-04	5.98E-01
8	381	2.47E-01	8.40E-01	1.56E-04	6.92E-01	9.67E-02	6.94E-01
9	448	4.06E-06	8.40E-01	3.66E-02	7.29E-01	2.87E-06	6.94E-01
10	459	7.86E-02	9.19E-01	2.65E-05	7.29E-01	1.01E-02	7.04E-01
11	543	2.79E-03	9.22E-01	7.62E-04	7.29E-01	1.06E-01	8.10E-01
12	562	4.25E-06	9.22E-01	2.26E-05	7.30E-01	1.95E-03	8.12E-01
13	617	6.45E-04	9.22E-01	9.63E-02	8.26E-01	8.50E-03	8.21E-01
14	649	1.62E-04	9.23E-01	6.77E-02	8.94E-01	9.36E-04	8.22E-01
15	665	1.94E-04	9.23E-01	2.41E-03	8.96E-01	1.06E-02	8.32E-01



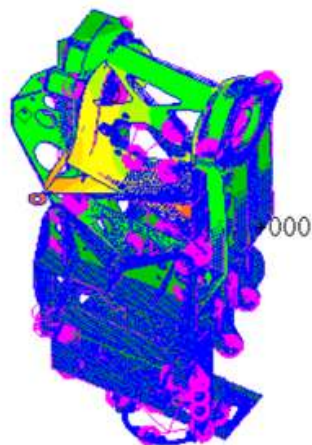
[Mode 1 : 42Hz]



[Mode 3 : 107Hz]



[Mode 8 : 379Hz]



[Mode 10 : 447Hz]

Fig. 10 Mode Shape of a X-band Antenna in On-orbit

Table 5 Modal Effective Mass Fraction of a X-band Antenna in On-orbit

Mode No.	Freq. (Hz)	Tx		Ty		Tz	
		Fraction	Sum	Fraction	Sum	Fraction	Sum
1	42	5.21E-02	5.21E-02	1.40E-01	1.40E-01	1.12E-03	1.12E-03
2	56	1.17E-01	1.69E-01	3.51E-02	1.75E-01	6.43E-05	1.18E-03
3	107	4.40E-03	1.74E-01	1.56E-01	3.31E-01	1.27E-03	2.46E-03
4	123	1.65E-01	3.39E-01	2.93E-02	3.60E-01	4.47E-02	4.72E-02
5	273	4.84E-02	3.87E-01	1.37E-02	3.74E-01	6.75E-05	4.72E-02
6	368	3.66E-03	3.91E-01	6.82E-04	3.75E-01	5.20E-03	5.24E-02
7	374	1.03E-01	4.94E-01	5.71E-05	3.75E-01	2.14E-05	5.25E-02
8	379	3.95E-05	4.94E-01	1.76E-01	5.51E-01	6.61E-05	5.25E-02
9	402	1.43E-02	5.08E-01	1.00E-05	5.51E-01	3.34E-04	5.29E-02
10	447	1.12E-04	5.08E-01	5.13E-02	6.02E-01	3.68E-05	5.29E-02
11	457	8.90E-03	5.17E-01	1.85E-02	6.21E-01	1.37E-02	6.66E-02
12	465	3.52E-05	5.17E-01	3.42E-05	6.21E-01	2.71E-05	6.66E-02
13	561	3.27E-04	5.18E-01	1.02E-02	6.31E-01	2.62E-01	3.29E-01
14	562	1.20E-03	5.19E-01	6.68E-03	6.38E-01	5.09E-02	3.80E-01
15	634	8.79E-02	6.07E-01	2.21E-03	6.40E-01	3.15E-02	4.11E-01

Mode No.	Freq. (Hz)	Rx		Ry		Rz	
		Fraction	Sum	Fraction	Sum	Fraction	Sum
1	42	1.65E-02	1.65E-02	3.25E-03	3.25E-03	7.17E-02	7.17E-02
2	56	1.51E-03	1.80E-02	7.90E-03	1.11E-02	1.86E-01	2.58E-01
3	107	4.63E-01	4.81E-01	3.38E-02	4.49E-02	6.00E-02	3.18E-01
4	123	8.62E-02	5.68E-01	3.34E-01	3.79E-01	9.89E-03	3.28E-01
5	273	1.39E-02	5.82E-01	6.30E-02	4.42E-01	1.08E-01	4.36E-01
6	368	5.01E-03	5.87E-01	1.07E-02	4.53E-01	1.27E-01	5.63E-01
7	374	1.47E-05	5.87E-01	2.32E-01	6.84E-01	1.24E-05	5.63E-01
8	379	2.54E-01	8.40E-01	6.75E-05	6.85E-01	1.20E-01	6.83E-01
9	402	9.63E-06	8.40E-01	3.86E-02	7.23E-01	2.06E-05	6.83E-01
10	447	7.77E-02	9.18E-01	8.96E-06	7.23E-01	7.37E-03	6.90E-01
11	457	4.18E-03	9.22E-01	3.00E-03	7.26E-01	1.09E-01	7.99E-01
12	465	5.43E-07	9.22E-01	2.34E-05	7.26E-01	2.84E-03	8.02E-01
13	561	7.02E-04	9.23E-01	7.00E-02	7.96E-01	1.06E-02	8.13E-01
14	562	1.89E-04	9.23E-01	9.38E-04	7.97E-01	6.86E-03	8.19E-01
15	634	1.58E-04	9.23E-01	9.78E-02	8.95E-01	1.82E-03	8.21E-01

2. 준정적 해석

X-밴드 안테나의 강도 안전성에 대한 검증은 발사 시 발생하는 동적하중 성분이 포함된 정적하중인 준정적 하중에 대해 수행되었다. 이를 위해, X-밴드 안테나의 설계 하중 50.5g를 각 축에 적용하여 준 정적 해석을 수행하였으며, 안전 여유 산출을 통해 구조 건전성을 확인하였다. 식 (2)은 안전 여유를 산출하는 식을 나타내며,

$$MoS = \frac{\sigma_{allowable}}{SF \times \sigma_{max}} - 1 \geq 0 \quad (2)$$

$\sigma_{allowable}$ 은 재료의 허용 하중, σ_{max} 는 유한요소모델로부터 계산된 최대응력, SF 는 안전 계수이다. Fig. 11 및 Table 6는 준정적 하중에 대한 안테나의 응력 분포 및 최대 응력에 대한 안전 여유를 계산한 결과를 보여주며, 모든 축에서 안전여유가 0 이상을 만족함으로써 X-밴드 안테나의 구조 건전성이 확보됨을 확인하였다.

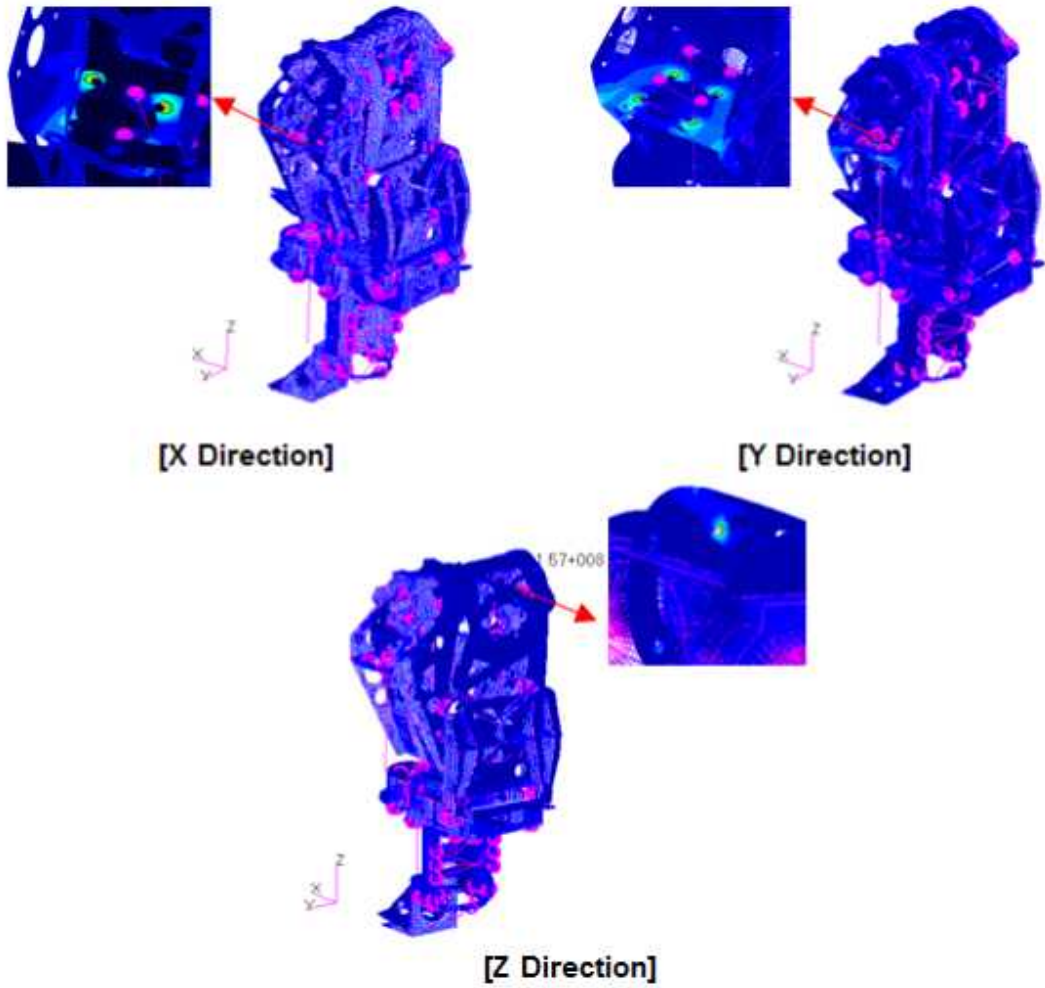


Fig. 11 Stress Contour Map of a X-band Antenna

Table 6 Quasi-static Analysis Result of a X-band Antenna

Material	Ult. Stress (Mpa)	Yie. Stress (Mpa)	Max. Stress (Mpa)			S.F		Margin of Safety		
			X Dir.	Y Dir.	Z Dir.			X Dir.	Y Dir.	Z Dir.
Al7075-T7	505	435	308	302	157	Yie.	1.25	0.13	0.15	1.22
						Ult.	1.5	0.09	0.12	1.14

제 2 절 저 회전강성 진동절연기 구조 해석

제 2 장 제 2 절에서 언급한 바와 같이, 저 회전강성 진동절연기는 진동절연기의 구조조건전성 및 미소진동 저감성능을 동시에 확보가 가능한 설계가 요구된다. 따라서 본 연구에서는 2축 김벌구동형 X-밴드 안테나의 방위각 및 고각 방향 구동 시 요구되는 토크 버짓을 산출하였으며, 이를 기반으로 구조 해석을 수행하여 진동절연기의 구조조건전성이 확보되는 최소의 안전 여유를 보장하도록 설계를 수행하였다. X-밴드 안테나 구동을 위해 요구되는 토크 버짓은 ECSS[32] 설계 기준에 근거하여 산출하였으며, 식은 다음과 같다.

$$T_R \geq 2(1.1T_G + 1.2T_{L/S} + 3T_{Bea} + 3T_{S/R}) + 1.25T_{Acc} \quad (3)$$

여기서, T_R 은 안테나 구동을 위해 요구되는 토크 값이며, T_G 는 1g 환경에서의 지상 시험을 고려한 중력 토크, $T_{L/S}$ 는 안테나의 구동 위치 확인을 위한 리밋 스위치(Limit Switch)의 작동 토크, T_{Bea} 는 베어링(Bearing)의 마찰 토크, $T_{S/R}$ 은 슬립 링(Slip Ring)의 마찰 토크, 그리고 T_{Acc} 는 가속 토크를 의미한다. Table 7 안테나의 방위각 단과 고각 단 구동에 요구되는 토크 버짓을 산출하기 위해 식 (3)에 적용되었던 파라미터 값 및 이로부터 산출된 토크 값 T_R 을 정리하였으며, X-밴드 안테나의 방위각 회전 구동을 위해서는 1.57Nm, 고각 회전 구동을 위해서는 1.59Nm 이상의 토크 규격이 요구된다.

저 회전강성 진동절연기의 구조해석을 위해 CTETRA를 이용하여 유한요소 모델링을 수행하였다. 이 때, Fig. 12와 같이 방위각 및 고각 방향 구동을 위해 구동 모터의 출력 토크가 인가되는 부분은 RBE3 요소로 모델링되었으며, RBE3 요소의 중심 절점에 상기의 토크 버짓으로부터 산출된 각 단의 토크 버짓을 진동절연기에 각각 부여하였다. 또한, 방위각 단에 적용되는 진동절연기의 경계 조건은 두 개의 기어가 서로 맞물려 회전이 이루어지는 형태를 고려하여 기어 치에 3자유도($U_x = U_y = U_z = 0$)에 대한 변위구속 조건을 부여하였으며, 고각 단에 적용되는 진동절연기의 경우 평 키(Flat Key)를 통해 진동절연기의 샤프트와 베벨 기어가 결합되는 형태를 고려하여 평 키와의 접촉면에 3자유도에 대한 변위구속 조건을 부여하였다. 저 회전강성 진동절연기의 유한요소 모델에 사용된 총 요소 수 및 절점 수의 경우, 방위각은 각각 69341개, 107445

개, 고각은 각각 27760, 17035개 이다. 또한, 진동절연기에 적용된 재질은 티타늄으로 Table 8에 해석에 사용된 재료의 물성치를 정리하였다.

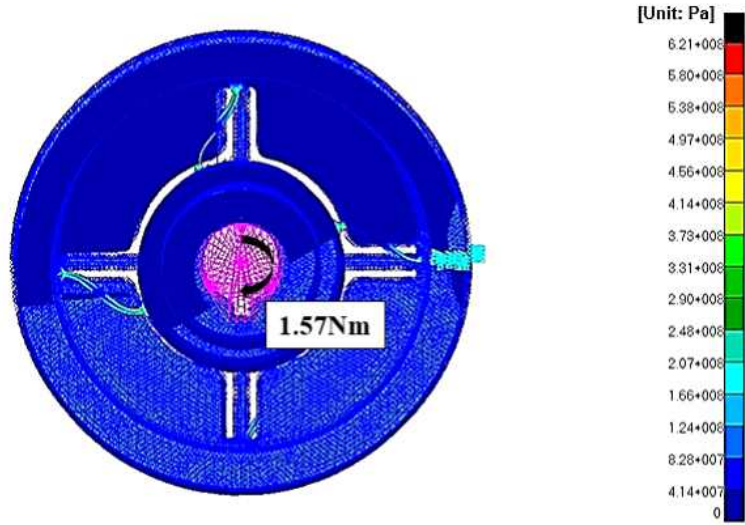
Figure 12는 안테나의 요구 토크 규격에 대한 구조 해석 결과를 나타낸다. Fig. 12 (a)는 방위각 단에 적용되는 저 회전강성 진동절연기로 1.57Nm의 토크가 작용했을 때 블레이드 끝단에 621Mpa의 최대 인장응력이 가해지는 것을 확인하였다. 또한, 해석으로부터 도출된 최대 응력과 재료의 허용 응력을 식 (1)에 적용하여 안전 여유 산출을 통해 저 회전강성 진동절연기의 구조건전성을 검증하였다. 이 때 적용된 안전계수는 항복강도 1.25, 극한강도 1.5를 적용하였으며 이로부터 진동 절연기의 안전 여유는 각각 0.29, 0.15로 구조건전성이 확보됨을 입증하였다. 아울러, 회전강성은 132.27Nm/rad으로 블레이드가 없는 기존 기어의 회전강성 834.5Nm보다 약 6배 낮게 설계가 이루어짐을 확인할 수 있었다. Fig. 12 (b)는 고각 단에 적용되는 저 회전강성 진동절연기로 1.59Nm의 토크가 작용했을 때 블레이드 끝단에 최대 인장응력 384Mpa이 작용하는 것을 확인하였다. 이에 대한 구조건전성 검증은 상기와 동일한 방식으로 수행하였으며 항복 및 극한 강도에 대해 안전 여유는 각각 1.08, 0.86로 구조건전성이 확보됨을 확인하였다. 또한, 고각 단에 적용되는 진동절연기의 회전강성은 134.75Nm/rad임을 확인하였다.

Table 7 Required Torque Budget for Azimuth and Elevation Activation of a Two-axis Gimbal-type X-band Antenna

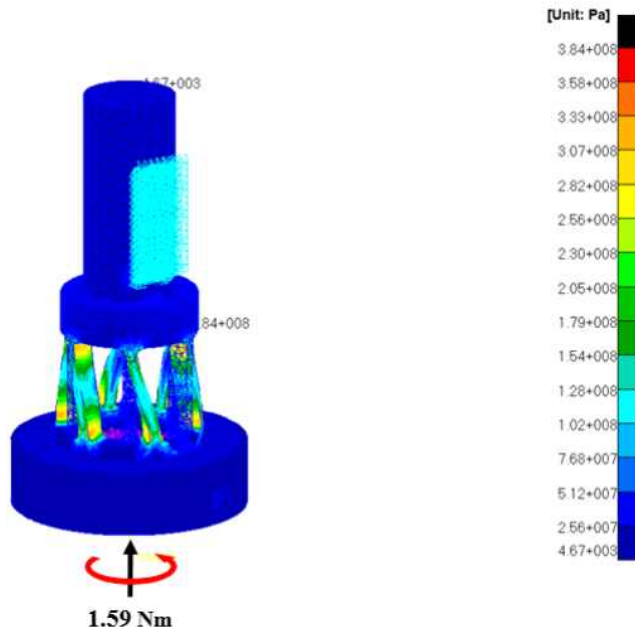
		Torque Value (Nm)	Remarks			Torque Value (Nm)	Remarks
Azimuth Stage	T_G	0.477		Elevation Stage	T_G	0.49	
	$T_{L/S}$	0.108			$T_{L/S}$	0.108	
	T_{Bea}	0.028	2 EA		T_{Bea}	0.042	3 EA
	$T_{S/R}$	0.014	1 EA		$T_{S/R}$	-	
	T_{Acc}	0.00395			T_{Acc}	0.0021	
	T_R	1.57			T_R	1.59	

Table 8 Titanium Material Property

	Young' s Modulus (GPa)	Poisson' s Ratio	Density (kg/m ³)	Yield Stress (MPa)	Ultimate tress (MPa)
Titanium	105	0.3	4500	1000	1070



(a)



(b)

Fig. 12 Finite Element Model of a Low-torsional-stiffness Isolator [(a): for Azimuth, (b): for Elevation]

제 4 장 미소진동 저감 성능 검증 시험

제 1 절 저 회전강성 진동절연기 기본 특성 시험

본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기의 회전강성 측정을 위해 토크 측정 시험을 수행하였다. Fig. 13은 시험 구성에 맞게 새로 설계된 시험용 저 회전강성 진동절연기 형상을 나타내며, 이 진동절연기는 양단에 샤프트가 마련되어 한 쪽 샤프트는 회전하는 물체의 방향 및 위치 검출이 가능한 엔코더(I65L10000ZCU100L2, Lika Electronic)의 출력축과 결합되고 다른 쪽 샤프트는 토크 측정이 가능한 토크센서(4503A100L1B1000, KISTLER)의 출력축과 결합이 이루어진다. 이 때, 축과 축 간의 기계적 연결을 위해 두 축의 중심선이 다소 일치하지 않더라도 토크 전달이 가능한 플렉서블 커플링을 적용하였다. Fig. 14는 토크 센서 및 서보 모터 장비가 설치되어 있는 Test-bed에 장착이 가능하도록 설계한 시험 구성 형상을 나타내며, 시험 치구에 장착된 엔코더는 커플링에 의해 진동절연기와 결합이 이루어지고, 이 진동절연기의 외륜을 별도의 어댑터를 이용하여 구속함으로써 회전축에만 토크가 인가되도록 구성하였다. Fig. 15는 Fig. 14의 시험 치구가 Test-bed에 장착되어 진동절연기와 토크 센서가 커플링에 의해 결합이 이루어진 형상을 확인할 수 있다.

토크 측정 시험은 1rpm 속도로 토크를 0.1Nm씩 증가하면서 진동절연기의 회전축에 토크를 부여하였으며, 이로부터 회전된 회전각도는 반대쪽에 배치된 엔코더를 통해 측정하는 방식으로 수행되었다. Table 9는 각 저 회전강성 진동절연기에 대한 토크 측정 시험으로부터 획득된 결과 값을 나타내며, 방위각 및 고각용 저 회전강성 진동절연기의 회전강성은 각각 132.6Nm/rad, 115.74Nm/rad 임을 확인하였다.

추가적으로, 저 회전강성 진동절연기의 회전 방향에 대한 댐핑 특성을 측정하기 위해 자유감쇠 진동 시험을 수행하였으며, Fig. 16은 진동절연기의 회전축에 초기 각도 인가 후 해제하였을 때 측정된 가속도 이력을 나타낸다. 이로부터 대수 감소율을 산출하여 감쇠비를 결정하였으며, 본 논문에서 제안된 저 회전강성 진동절연기의 감쇠비는 0.023 임을 확인하였다.

상기의 기본 특성 시험으로부터 획득된 저 회전강성 진동절연기의 회전강성 및 감쇠비 측정치와 안테나의 시스템 구조형상을 바탕으로 전달함수 선도를 제시함으로써 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기 적용에 따른 X-밴드 안테나의 진동 특성 변

화를 예측하였다. 2축 김벌구동형 X-밴드 안테나의 방위각 및 고각 방향 회전 구동이 이루어지는 시스템은 간단한 1 자유도계 시스템으로 구성될 수 있으며, 이에 대한 회전운동방정식은 다음과 같다.

$$\ddot{\theta}(t) + c\dot{\theta}(t) + k_{\theta}\theta(t) = F(t) \tag{4}$$

여기서 J 는 각 단의 질량관성모멘트이며, k_{θ} 와 c_{θ} 는 모터 단에 장착된 기어모듈의 등가 회전 강성 및 점성 감쇠요소이다. 등가 회전 강성 k_{θ} 의 경우, 모터의 출력축에 장착되는 입력 기어와 이로부터 동력을 전달 받는 출력 기어가 직렬 배치되는 형상을 고려하여 $k_{\theta_{out}}k_{\theta_{in}}/(k_{\theta_{out}} + k_{\theta_{in}})$ 로 표현할 수 있으며, 출력 기어의 회전강성 $k_{\theta_{out}}$ 는 해석적으로 예측하였다. F 는 안테나의 방위각 방향 구동 시 발생하는 외란이며, 상기의 회전운동방정식으로부터의 바닥면 전달력은 다음과 같다.

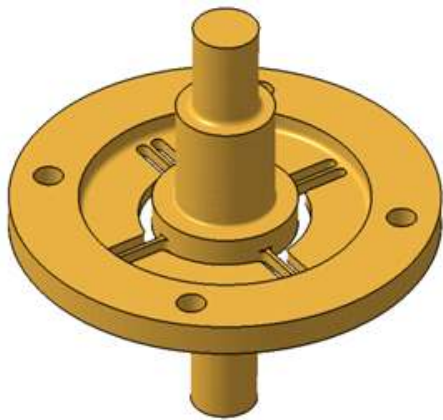
$$c\dot{\theta}(t) + k_{\theta}\theta(t) = F_T(t) \tag{5}$$

이 때, $w_n = \sqrt{k_{\theta}/J}$, $c_{\theta} = 2Jw_n\zeta_{\theta}$ 로 가정하면, 식 (4)와 (5)의 운동방정식으로부터 외란에 대한 바닥 전달력의 전달함수는 다음과 같이 표현된다.

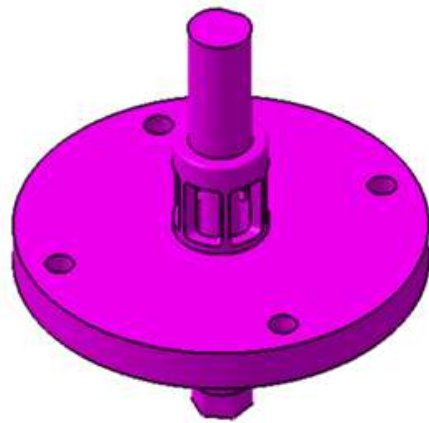
$$T.R = \sqrt{\frac{1 + (2\zeta_{\theta}r)^2}{(1 - r^2)^2 + 2\zeta_{\theta}r}} \tag{6}$$

여기서, 주파수 비 $r=w/w_n$ 로 정의되며 w 는 구동 주파수이다. Table 10은 전달함수 선도를 도출하기 위해 적용된 파라미터 값들을 정리하였으며, Fig. 17은 Table 10의 파라미터 값들을 기반으로 식 (6)을 통해 도출된 구동 주파수에 대한 전달함수 선도를 나타낸다. 본 연구에서 제안된 진동절연기의 적용에 따른 시스템의 주파수 특성은 본 연구의 주요 설계인자인 k_{θ} 의 값에 따라 변경되는데, 방위각 단에 저 회전강성 진동절연기를 적용할 경우, 기어 모듈의 등가 회전 강성 값은 104.14Nm/rad로 기존 기어를 적용했을 때 등가 회전 강성 308.60Nm/rad보다 낮아지는 것을 확인할 수 있었으며, 고각 단 또한 추가적인 진동절연기로 인해 등가 회전 강성이 560.45Nm/rad에서

111.50Nm/rad으로 감소됨을 확인하였다. 즉, 방위각용 저 회전강성 진동절연기 적용으로 인해 기존 기어가 적용된 X-밴드 안테나의 방위각 단 회전에 대한 1차 고유진동수 25.5Hz가 14.8Hz로 가변하였으며, 고각 단의 경우 추가적인 고각용 저 회전강성 진동절연기 적용으로 인해 1차 고유진동수 58Hz에서 26.6Hz로 주파수 이동이 이루어짐을 전달함수 선도로부터 확인할 수 있었다. 이는 저 회전강성 진동절연기의 적용으로 인해 X-밴드 안테나 시스템의 1차 고유진동수는 진동절연기가 미 적용된 시스템의 1차 고유진동수보다 감소됨으로서 낮은 고유진동수 기점으로 주파수 분리가 가능함을 의미하며, 이로 인해 고주파수 영역에서의 향상된 진동 외란력 저감 성능을 예측할 수 있다.

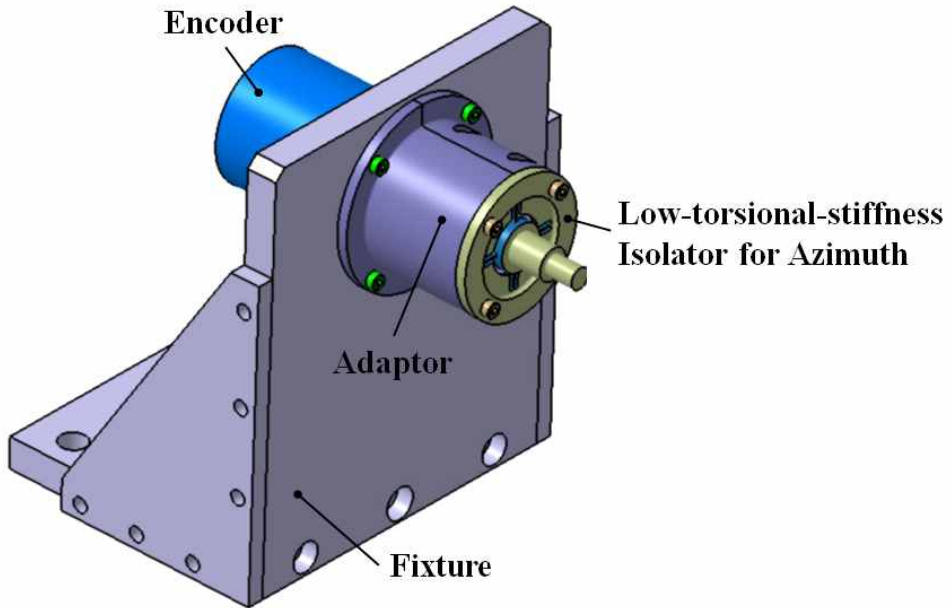


[Azimuth Isolator]

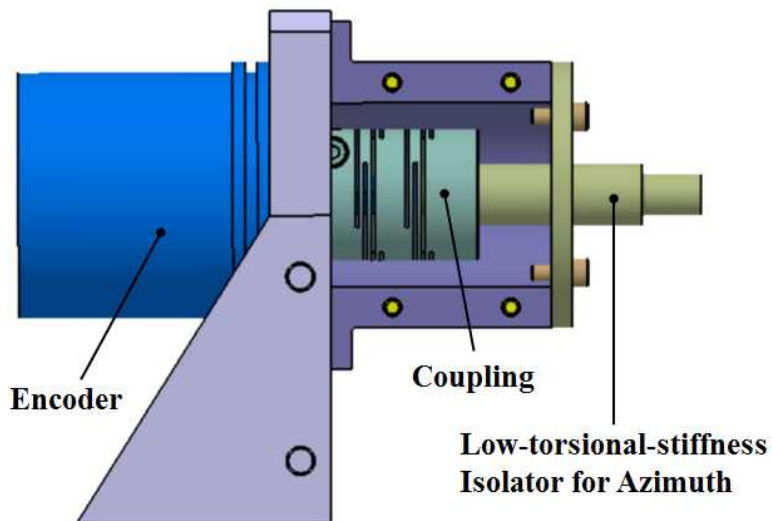


[Elevation Isolator]

Fig. 13 Low-torsional-stiffness Isolator used for Test



(a)



(b)

Fig. 14 Torque Measurement Test Set-up Schematic [(a): Iso View, (b): Front View]

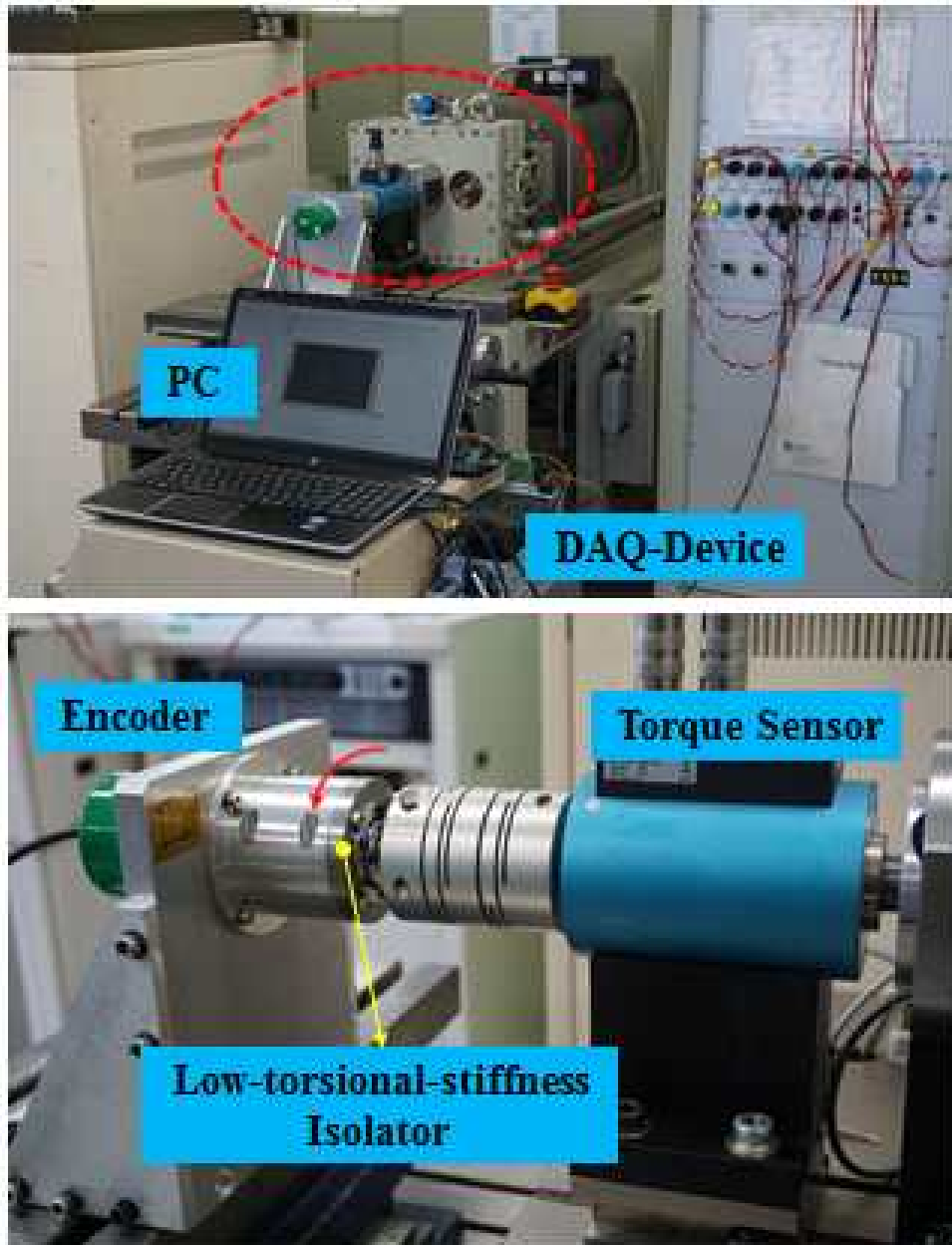


Fig. 15 Torque Measurement Test Set-up

Table 9 Basic Characteristic Measurement Test Results

	Torsional Stiffness (Nm/rad)	Max. Allowable Torque (Nm)
Low-torsional-stiffness Isolator for Azimuth	132.6	< 3.15
Low-torsional-stiffness Isolator for Elevation	115.74	< 5.25

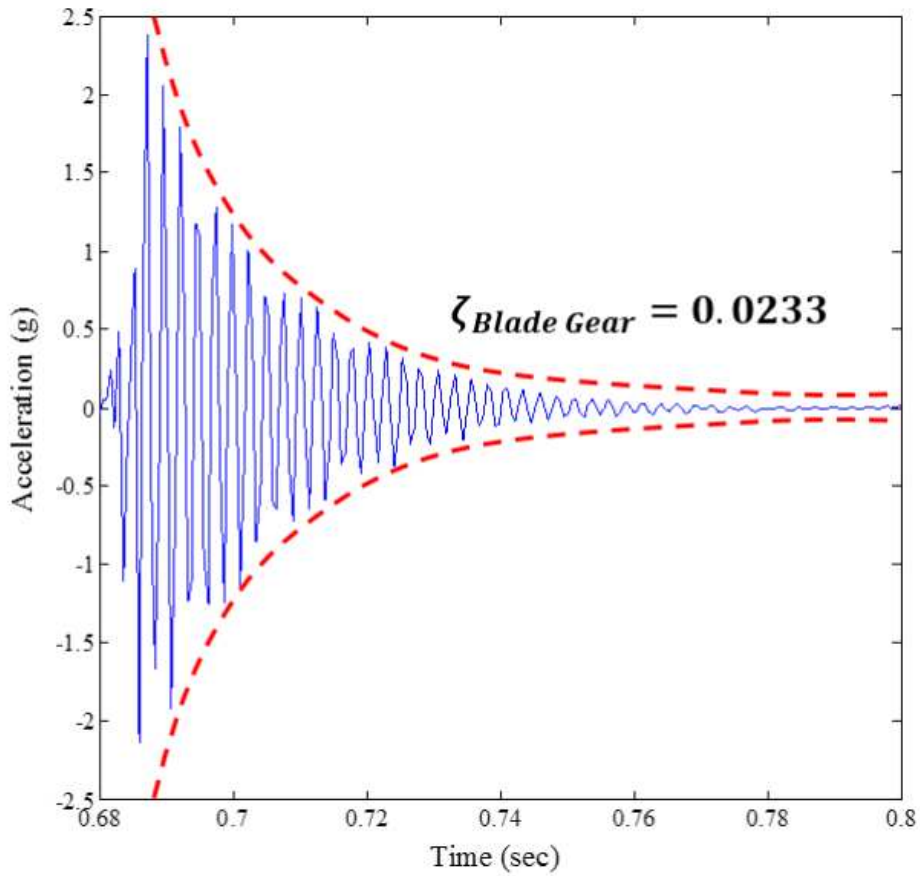


Fig. 16 Time History of Free Vibration Test in Rotation Axis

Table 10 Parameter Values of X-band Antenna, with and without Isolation System

Parameter	Value
J_{Azi}, J_{Ele} [kg · m ²]	0.012, 0.004
ζ	0.0233
k_{θ} (for w/o Azimuth Isolator) [Nm/rad]	308.60
k_{θ} (for with Azimuth Isolator) [Nm/rad]	104.14
k_{θ} (for w/o Elevation Isolator) [Nm/rad]	560.45
k_{θ} (for with Elevation Isolator) [Nm/rad]	111.50

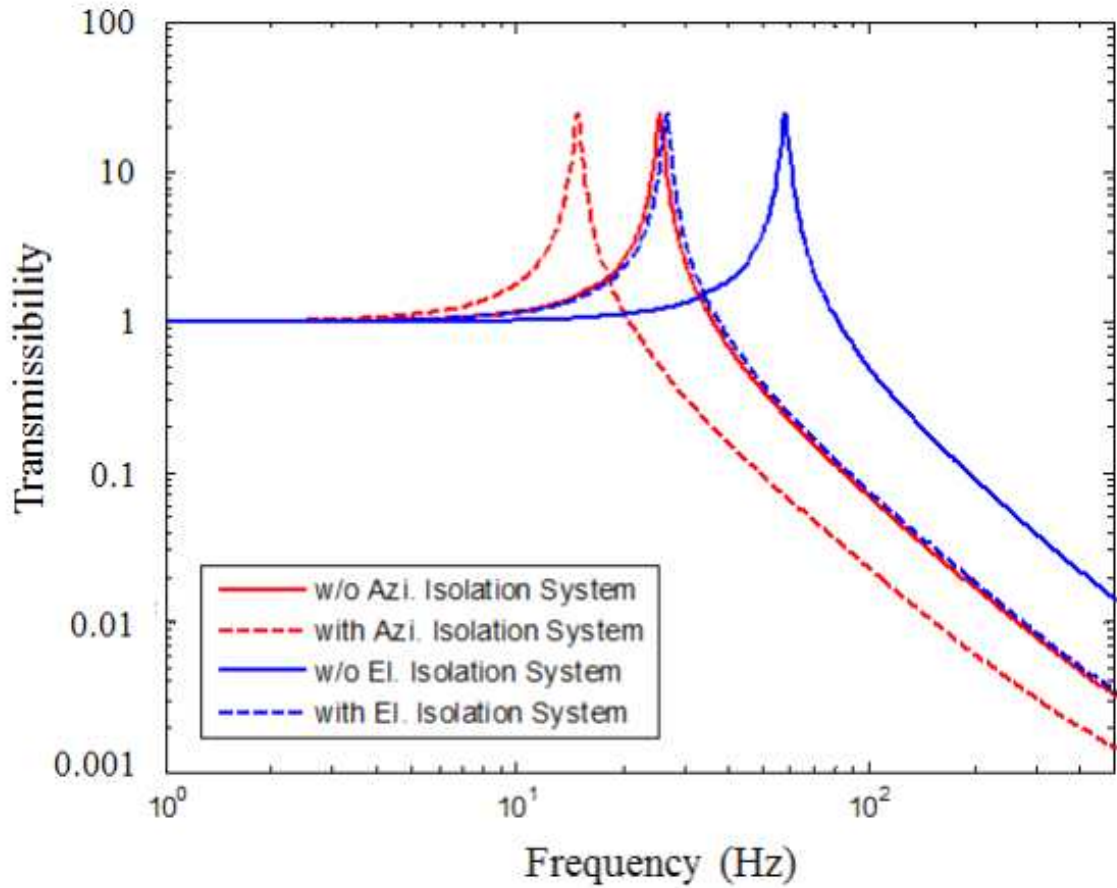


Fig. 17 Comparison of the Transmissibility Curve, with and without Azimuth and Elevation Isolation System

제 2 절 저 회전강성 진동절연기를 적용한 X-밴드 안테나의 미소진동 측정시험

1. 시험 구성

본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기의 미소진동 절연성능 검증을 목적으로 X-밴드 안테나의 미소진동 측정 시험을 수행하였으며, 이를 위해 Fig. 18과 같이 미소진동 측정 시스템을 구축하였다. 미소진동 측정 시스템은 X-밴드 안테나 회전 시 관성 모멘트 변경에 따른 측정시스템의 출력거림을 방지하기 위해 50cm×50cm의 면적에 무게가 20kg인 지지판을 사용하였으며, X-밴드 안테나 조립체가 장착된 지지판을 러버(Rubber)계열의 탄성 와이어로 지지함으로써 3축에 대한 구속 자유 조건에서의 미소진동 측정이 가능하도록 하였다. 또한, 안테나 구동을 위해 ATmega128 마이크로 컨트롤러 및 모터드라이버(NT-BST2403)를 이용하였으며, 3.3V, 0.2~0.25A의 전압, 전류가 공급된다. 상기를 통해 구현된 X-밴드 안테나의 미소진동은 지지판에 부착된 미소진동용 가속도계(3293A, Dytran)를 통해 측정되었으며, 가속도계로부터 얻어진 가속도 응답(g)×안테나가 장착된 지지판 무게(kg)×중력가속도(m/sec^2)로부터 안테나의 외란력(N) 산출을 통해 기어의 미소진동 저감성능을 분석하였다.

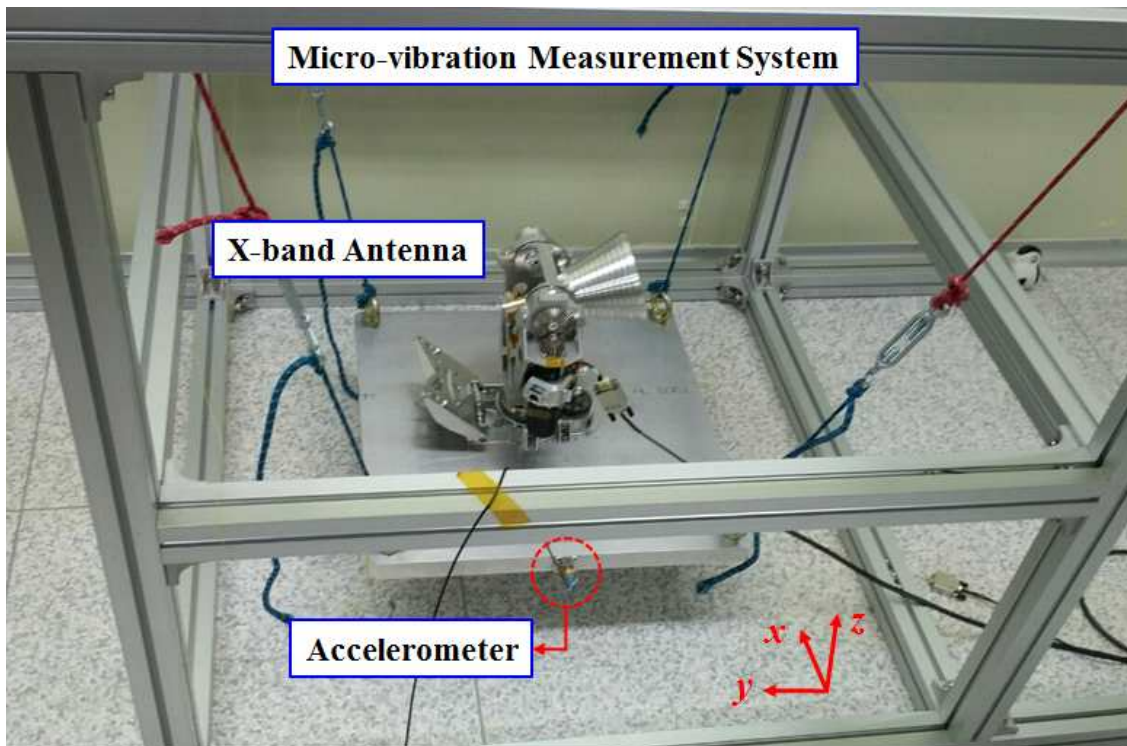


Fig. 18 Micro-vibration Measurement Test Set-up

2. 등속도 시험

Figure 18의 미소진동 측정 시스템을 이용하여 등속도 구동 조건에 대한 저 회전강성 진동절연기의 적용에 따른 X-밴드 안테나의 미소진동 측정시험을 실시하였다. 우선, 방위각용 저 회전강성 진동절연기의 적용에 따른 등속도 시험은 안테나의 방위각 방향에 대해 3, 5, 7, 10 deg/sec의 각각의 구동 속도로 2 cycle 회전시켜 이로부터 발생하는 미소진동을 측정하는 방식으로 수행되었으며, Figs. 19, 21, 23은 상기의 시험조건에 대해 미소진동용 가속도계로부터 측정된 각 축별 외란력의 시간 이력 비교 그래프를 나타낸다. 이 때, 초기 구간에서는 목표하는 등속도에 도달하기까지 가속 영역이 존재한다. 초기 가속도 구간에서 교란력 크기가 증폭되는 구간을 확인할 수 있는데, 이는 목표하는 구동속도까지 증가함에 따라 연속적인 구동 주파수의 변화로 인해 안테나의 구조 공진모드가 발생하는 주파수 영역을 지나기 때문에 높은 피크가 발생됨을 확인할 수 있다. 또한, 가속 구간 이후의 등속 구간에서는 안테나 회전 구동 시 발생하는 동적 불균형이나 스텝핑 구동에 따른 외란, 부정밀한 기어 가공 및 축 정렬로 인한 기어 간의 맞물림 오차로 인해 발생하는 것으로 예측된다. 그러나 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기 적용으로 인해 모든 가속 및 등속 구간에서 기존 기어를 적용한 경우보다 저감된 외란력이 발생하는 것을 확인하였으며, 특히 회전 구동 방향과 일치하는 y축에 대해서 구동 속도 5deg/sec일 때 최대 5배의 저감 성능을 확인할 수 있었다. 또한, X-밴드 안테나의 회전 구동 방향이 아닌 z축에서도 효과적인 미소진동 저감성능이 확보됨을 확인할 수 있으며, 이는 본 연구에서 설계한 블레이드 타입의 저 회전강성 진동절연기가 회전 방향뿐만 아니라 축 방향에 대해서도 저 회전강성이 구현됨으로써 나타난 결과로 예측할 수 있다.

Figures 20, 22, 24는 Fig. 15의 각 축별 시간 이력에 대한 주파수 응답을 나타내며, 이로부터 X-밴드 안테나의 미소진동 요구규격의 충족여부를 확인하였다. X-밴드 안테나의 미소진동 요구규격은 0~150Hz 대역에서 0.05N 이하, 150~500Hz 대역에서 10N 이하이다. 주파수 응답 그래프에서 확인할 수 있듯이 기존 기어를 장착할 경우 일부 피크가 X-밴드 안테나의 미소진동 요구규격을 만족하지 못하였으나, 저 회전강성 진동절연기 적용으로 인해 미소진동 요구규격을 충족함을 확인하였다. 또한, 기존 기어 장착 조건에서는 약 55Hz 부근에서 1차 고유진동수가 발생하는 것을 확인할 수 있으며 이는 Table 5의 구조 해석 결과로부터 예측할 수 있듯이 X-밴드 안테나의 1차 고유진동수로 판단된다. 그러나 상기의 1차 고유진동수는 주로 광학 탑재체의 구조 공진모드

가 발생하는 주파수 대역과 일치하기 때문에 광학 탐재체의 영상품질을 저하시키는 원인으로 작용할 수 있어 반드시 절연이 되어야할 대상 주파수이다. 그러나 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기의 적용으로 인해 1차 고유진동수가 약 18Hz로 가변되었으며, 이는 광학 탐재체의 구조 공진모드가 발생하는 주파수 대역과의 주파수 분리가 이루어짐을 확인할 수 있었다. 또한, 방위각용 저 회전강성 진동절연기를 적용할 경우 기존 기어를 적용했을 시 55Hz 대역에서 발생하는 외란력이 약 20배 저감됨을 확인하였다.

Figures 25, 26, 27, 28은 각 등속도 구동에 따른 외란력의 시간 이력으로부터 waterfall을 계산한 결과를 나타낸다. Figures 25(a)-28(a)는 기존 기어 장착 조건에서의 waterfall 결과이며, 초기 가속도 구간의 약 100Hz 부근에서 높은 피크가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 식 (1)의 X-밴드 안테나의 회전 속도에 따른 구동 주파수를 고려해볼 때, 안테나의 회전 구동 속도가 0deg/sec에서 5deg/sec까지 증가할 경우 안테나의 구동 주파수는 0 ~ 222Hz까지 변화하게 되며, 이 때 X-밴드 안테나의 구조 해석 결과에 기인한 100Hz 대역에서 발생하는 안테나의 탄성 모드와의 공진으로 높은 피크들이 발생하는 것으로 판단된다. 그러나 Figs. 25(b)-28(b)에서 확인할 수 있듯이 X-밴드 안테나의 방위각 구동 모터 출력축에 방위각용 저 회전강성 진동절연기를 적용할 경우, 안테나 시스템의 방위각 단 회전 모드에 대한 1차 고유진동수가 저주파 영역으로 가변됨으로써 이를 기점으로 주파수 분리가 가능하여 고주파 영역에서 발생하는 외란력 성분이 크게 감소되었다. 이는 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기가 설계에서 의도한대로 X-밴드 안테나의 방위각 단 구동에 의한 미소진동 절연에 효과가 있음을 의미한다.

상기와 동일한 시험 방식으로 고각용 저 회전강성 진동절연기에 대한 미소진동 절연 성능 검증을 수행하였으며, Figs. 25, 27, 29는 X-밴드 안테나의 고각 방향에 대해 3, 5, 7, 10 deg/sec의 각각의 구동 속도로 2 cycle 회전시켜 이로부터 발생되는 미소진동을 측정된 각 축별 외란력의 시간 이력 그래프를 나타낸다. 고각 방향에 대한 등속도 구동 시험은 방위각 방향 구동 시험과는 달리 초기 위치(15°)에서 마지막 위치(145°)까지 도달한 후 다시 초기 위치로 돌아오는 주기를 1 cycle로 지정하고 총 2 cycle을 구동 시켜 이 때 발생되는 미소진동을 측정하였으며, 초기 구동 구간에는 목표하는 구동 속도에 도달하기까지 가속도 영역이 존재한다. 각 구동 속도에 따른 축별 외란력의 시간 이력 그래프로부터 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기 적용으로 인해 외란력 레벨이 저감됨을 확인할 수 있었으며, 특히 z축 방향에 대해 구동

속도가 5deg/sec일 때 최대 4배의 저감 성능을 보임을 확인하였다. 그러나 방위각 방향에 대한 등속도 시험 결과와 달리 상대적으로 낮은 미소진동 절연 효과를 보였으며, 이는 고각 단의 경우 고각 회전축으로부터 44mm 이격된 위치에 무게 중심 위치가 존재하기 때문에 흔 안테나의 구동 초기 위치에서 다시 원위치로 돌아올 때 발생하는 동적 불균형 영향에 의해 비교적 크게 발생하는 것으로 판단된다. 따라서 이에 대한 문제를 해결하기 위해 질량 밸런싱(Mass Balancing)에 대한 영향성 분석이 추가적으로 요구된다.

Figs. 26, 28, 30은 상기의 각 축별 외란력의 시간 이력에 대한 주파수 응답 결과를 나타내며, 이로부터 모든 구동 속도 조건에 대해 X-밴드 안테나의 미소진동 요구조건을 충족함을 확인할 수 있었다. 또한, 세부적인 X-밴드 안테나의 구동 속도에 따른 주파수에 대한 외란력의 진동 특성 분석을 위해 waterfall 계산을 수행하였으며, Figs. 35-38은 저 회전강성 진동절연기의 적용에 따른 안테나의 고각 방향 구동에 대한 waterfall 결과를 나타낸다. waterfall을 통해 확인할 수 있듯이, 주요 외란력을 발생시키는 가진원은 스텝핑 모터의 주요 구동 속도 및 하모닉 속도 성분이 X-밴드 안테나의 구조 공진 주파수와 일치함으로써 발생함을 확인할 수 있으며, Figs. 35(b)-38(b)와 같이 고각용 저 회전강성 진동 절연기를 적용할 경우 저주파 영역으로의 고유진동수 가변으로 인해 미소진동 저감성능 보장이 가능함을 실험적으로 입증하였다.

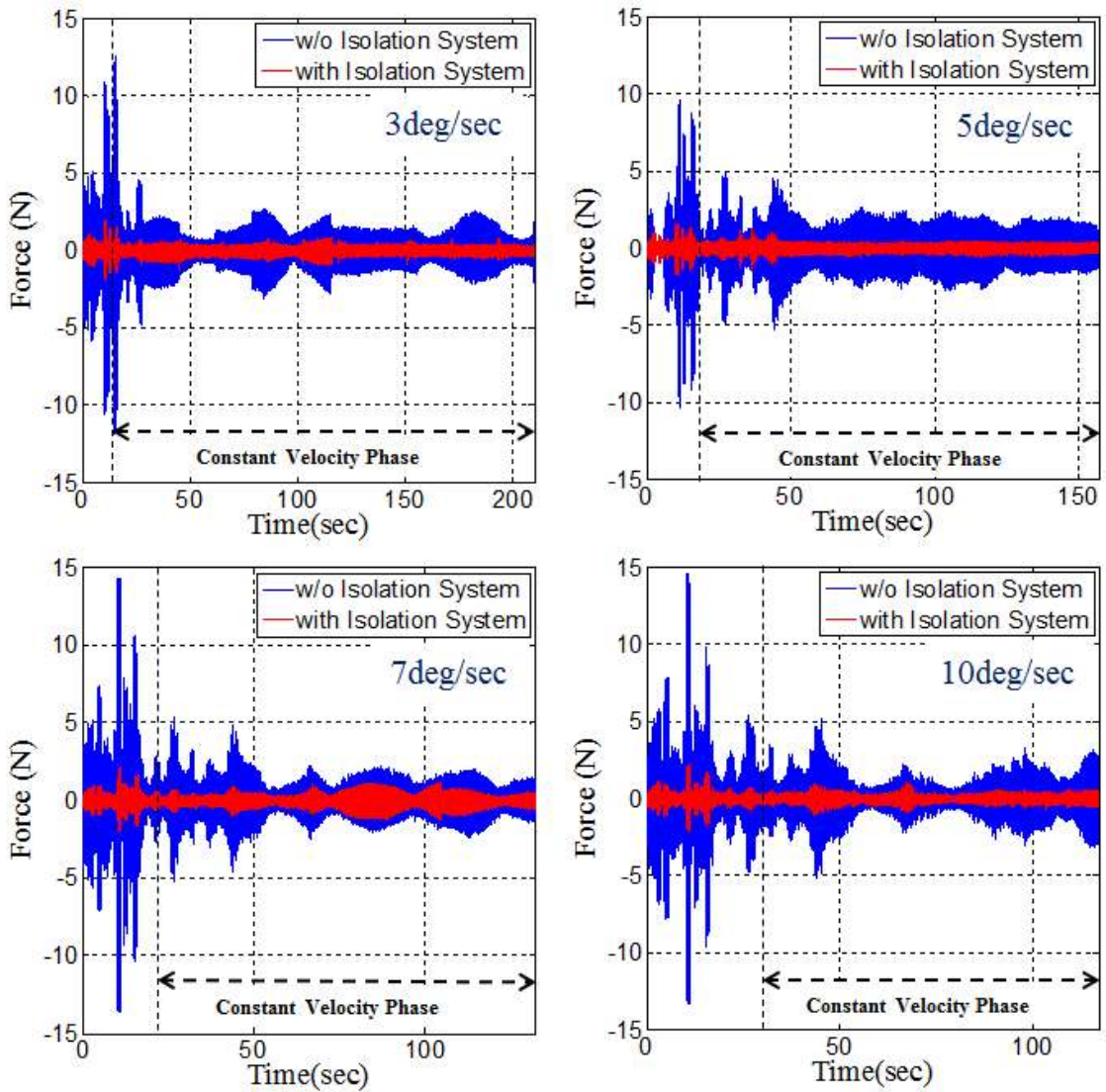


Fig. 19 Comparison of Time Profiles for Force, with and without Azimuth Isolation System in x -axis

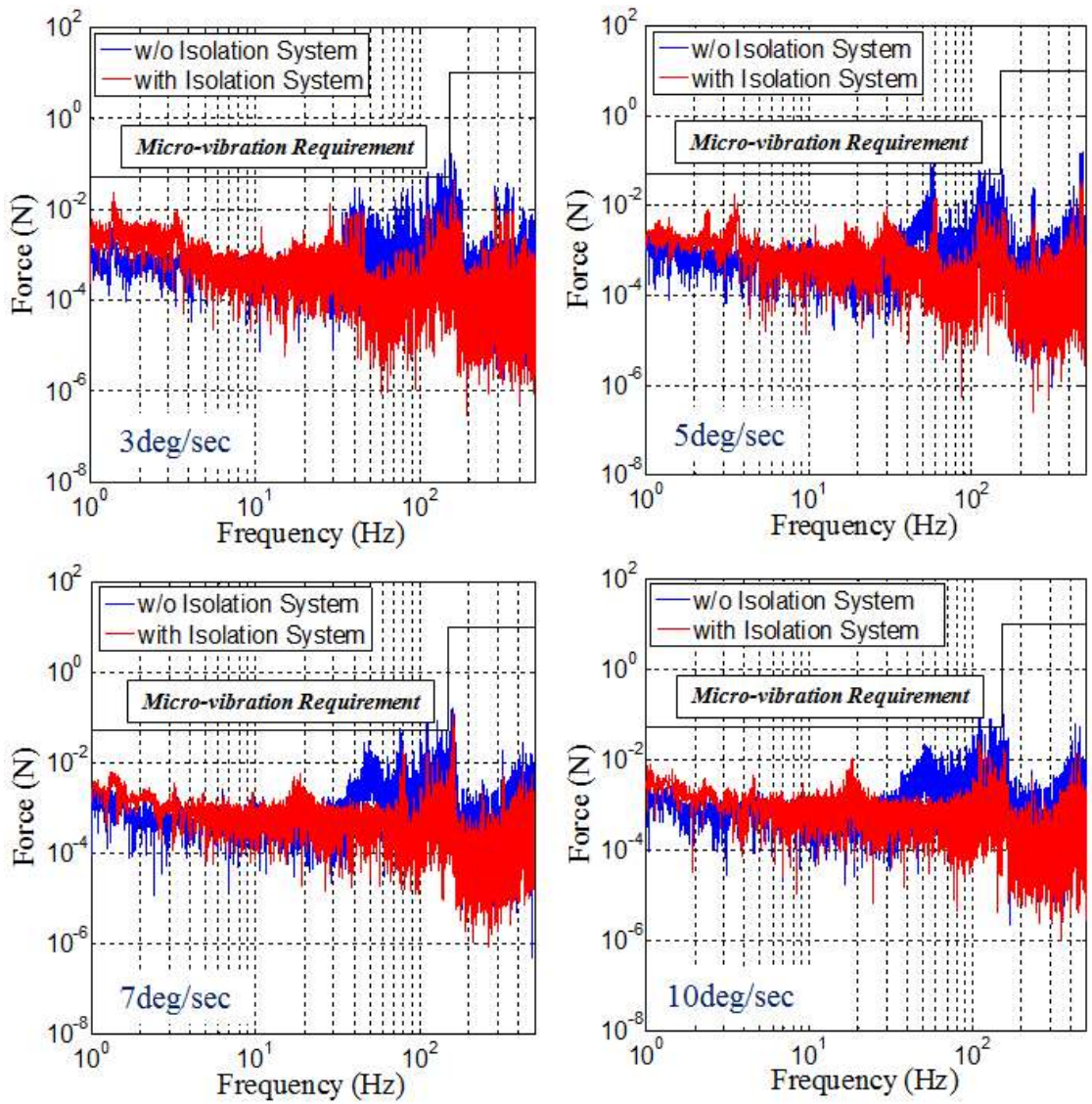


Fig. 20 Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Azimuth Isolation System in x -axis

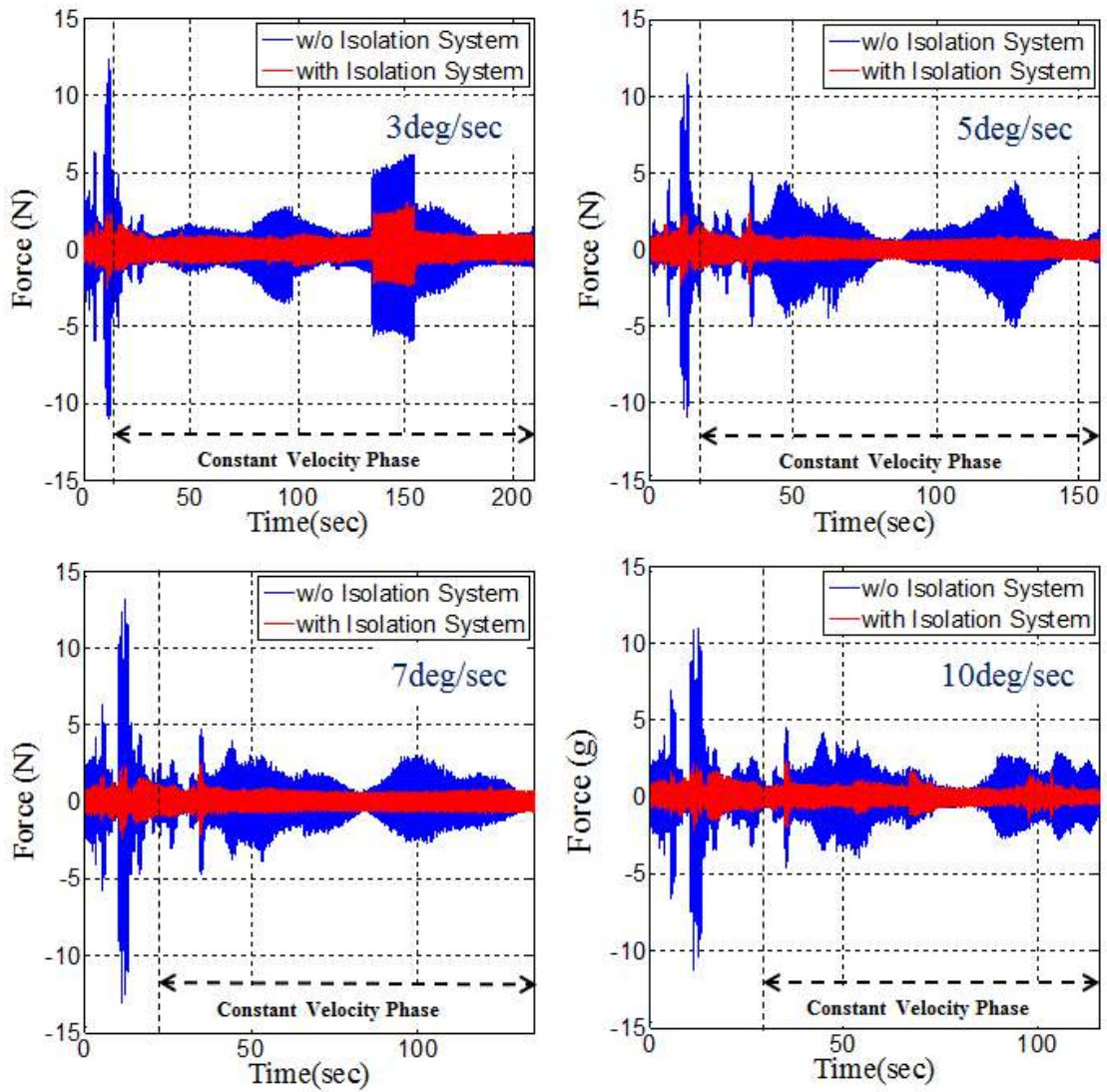


Fig. 21 Comparison of Time Profiles for Force, with and without Azimuth Isolation System in y -axis

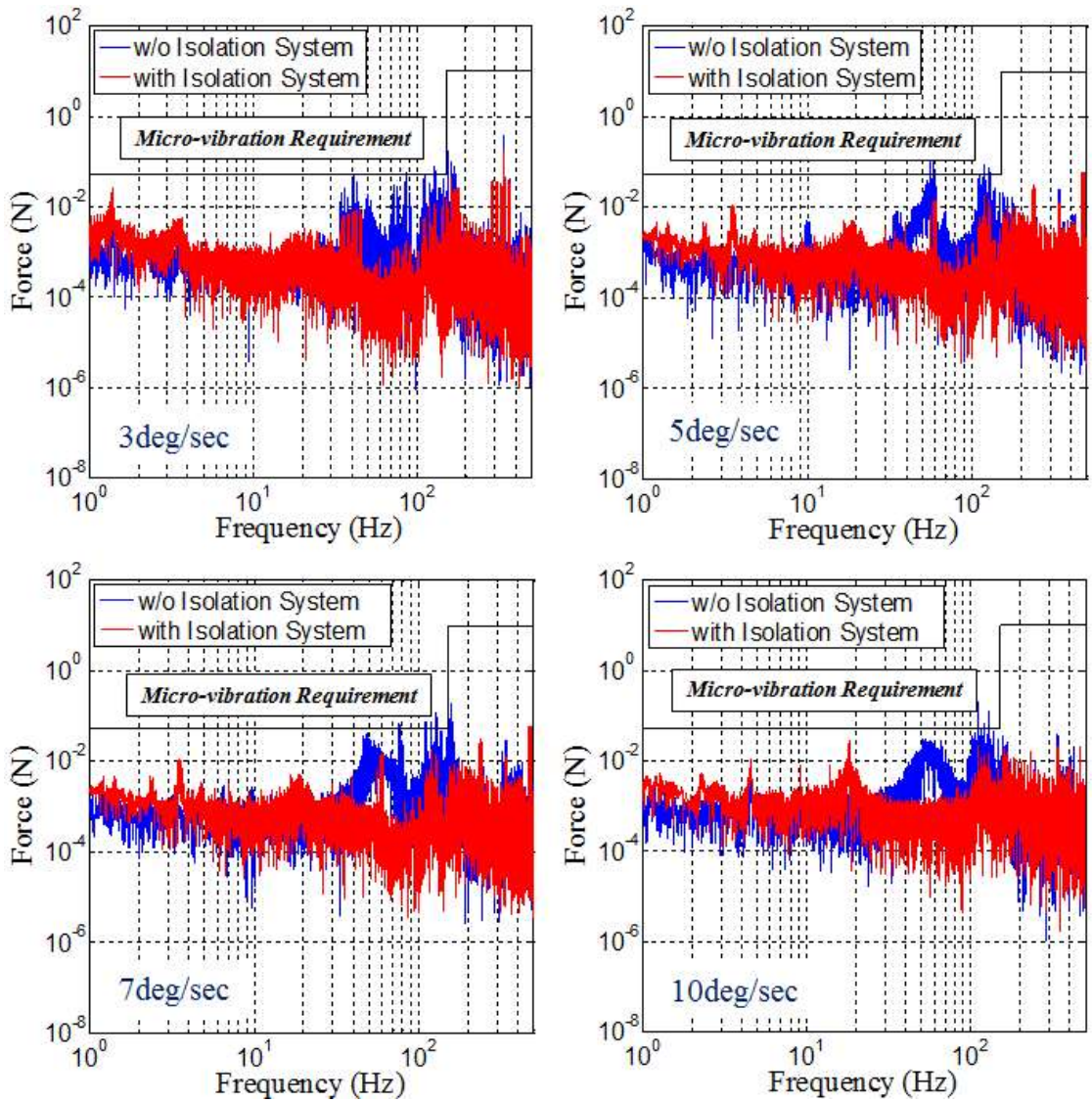


Fig. 22 Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Azimuth Isolation System in y -axis

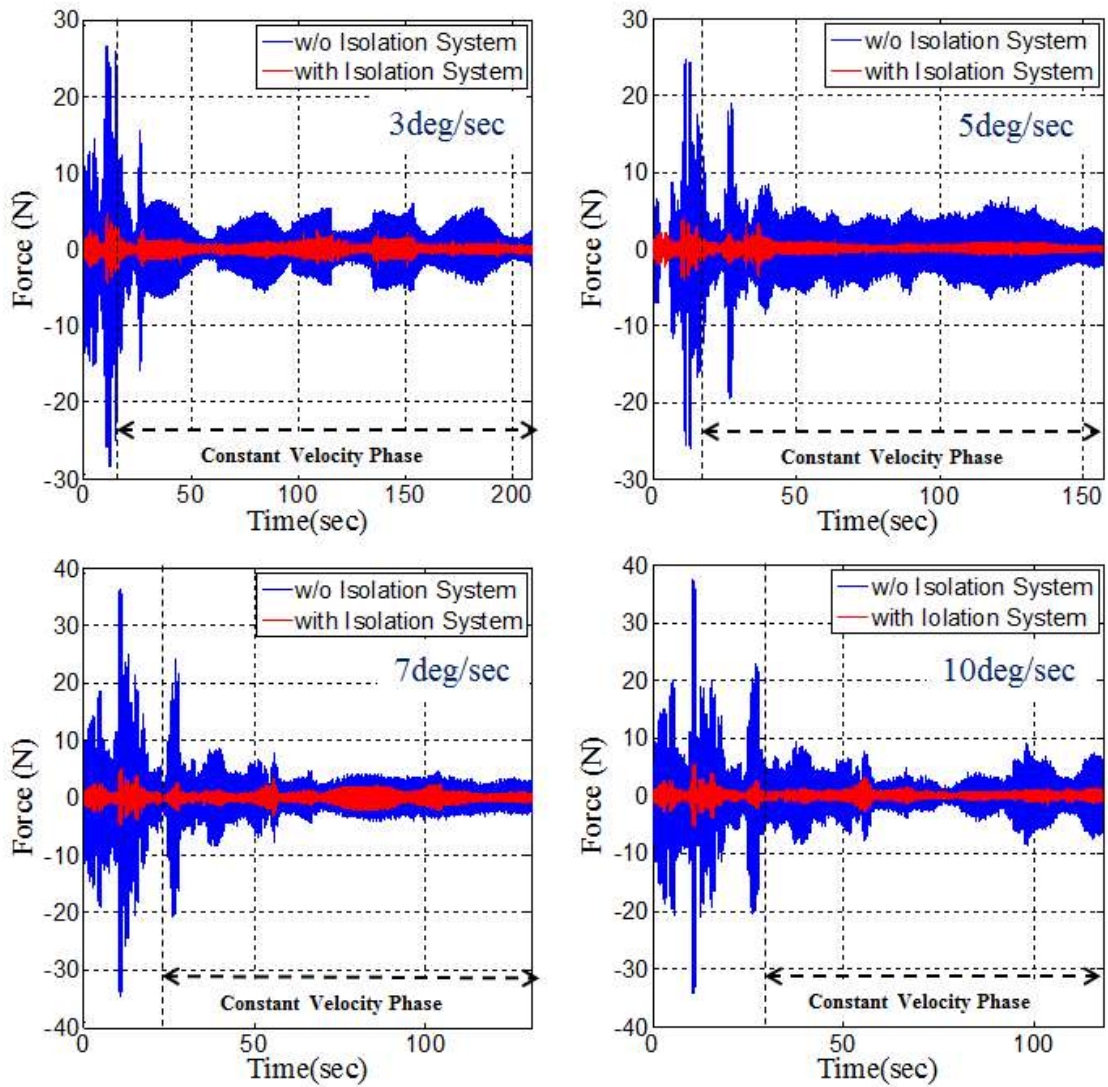


Fig. 23 Comparison of Time Profiles for Force, with and without Azimuth Isolation System in z-axis

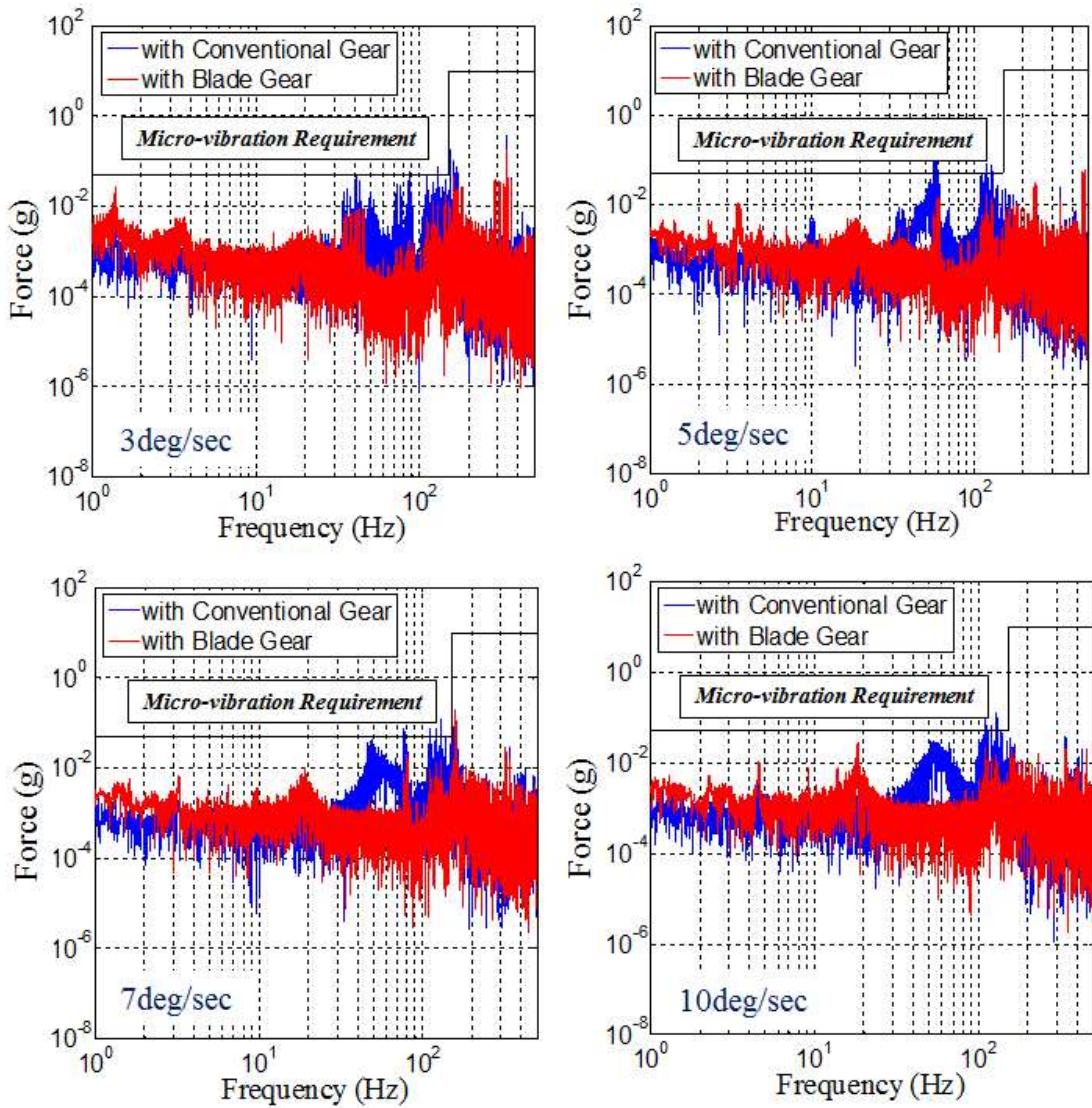
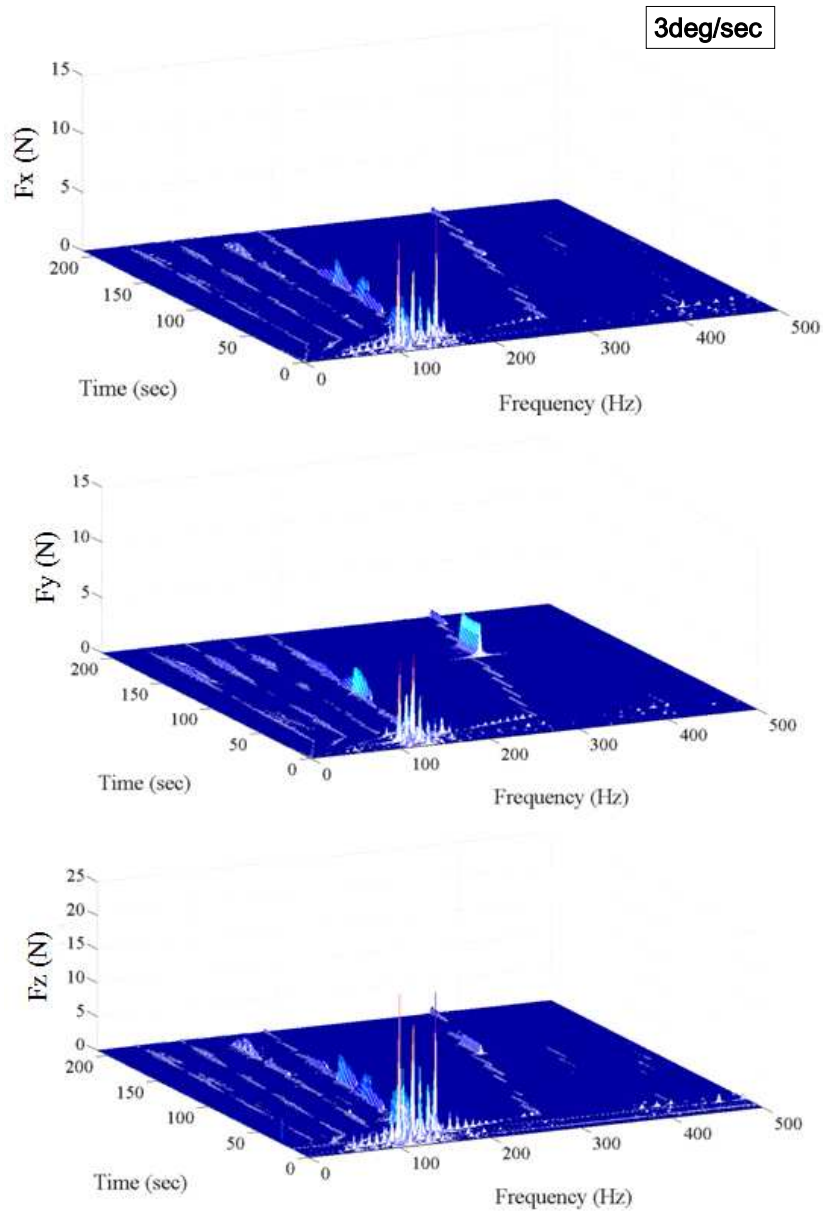
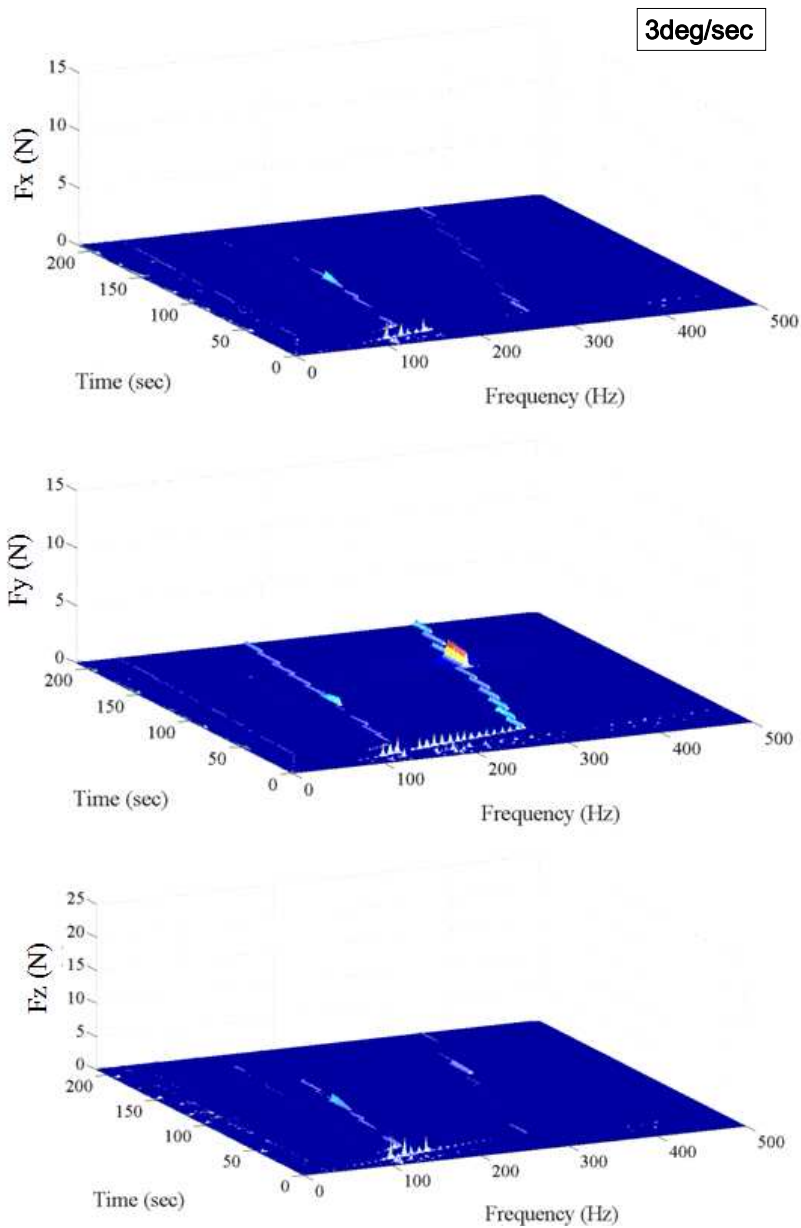


Fig. 24 Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Azimuth Isolation System in z-axis

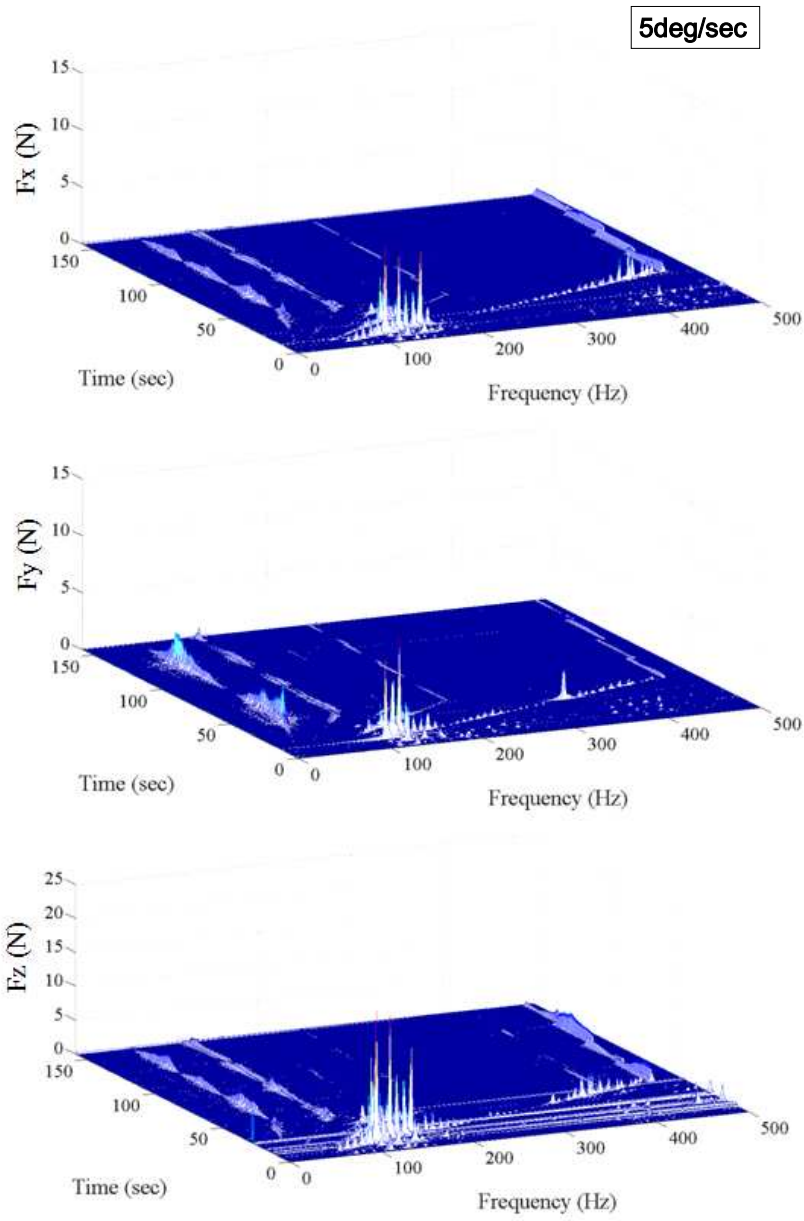


(a)

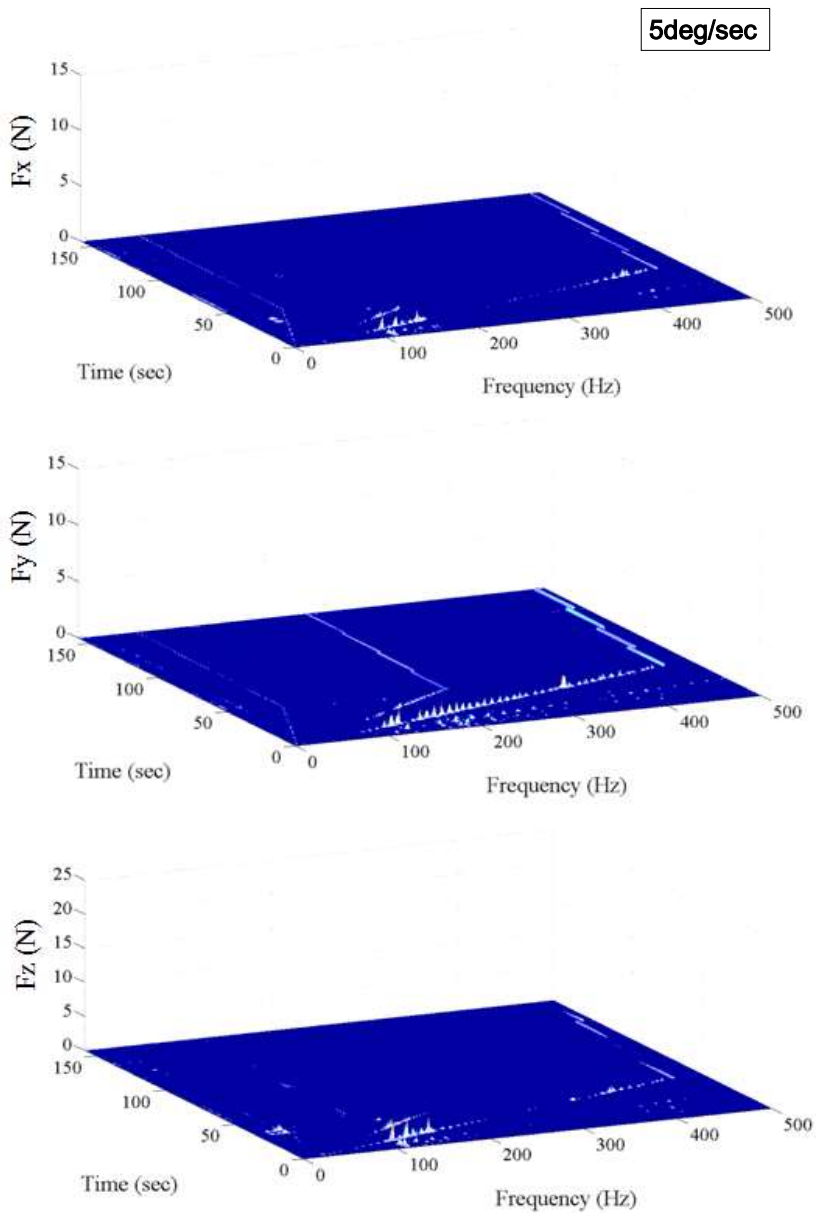


(b)

Fig. 25 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Azimuth Directional Movements of the Antenna in 3deg/sec [(a): w/o Azimuth Isolation System, (b): with Azimuth Isolation System]



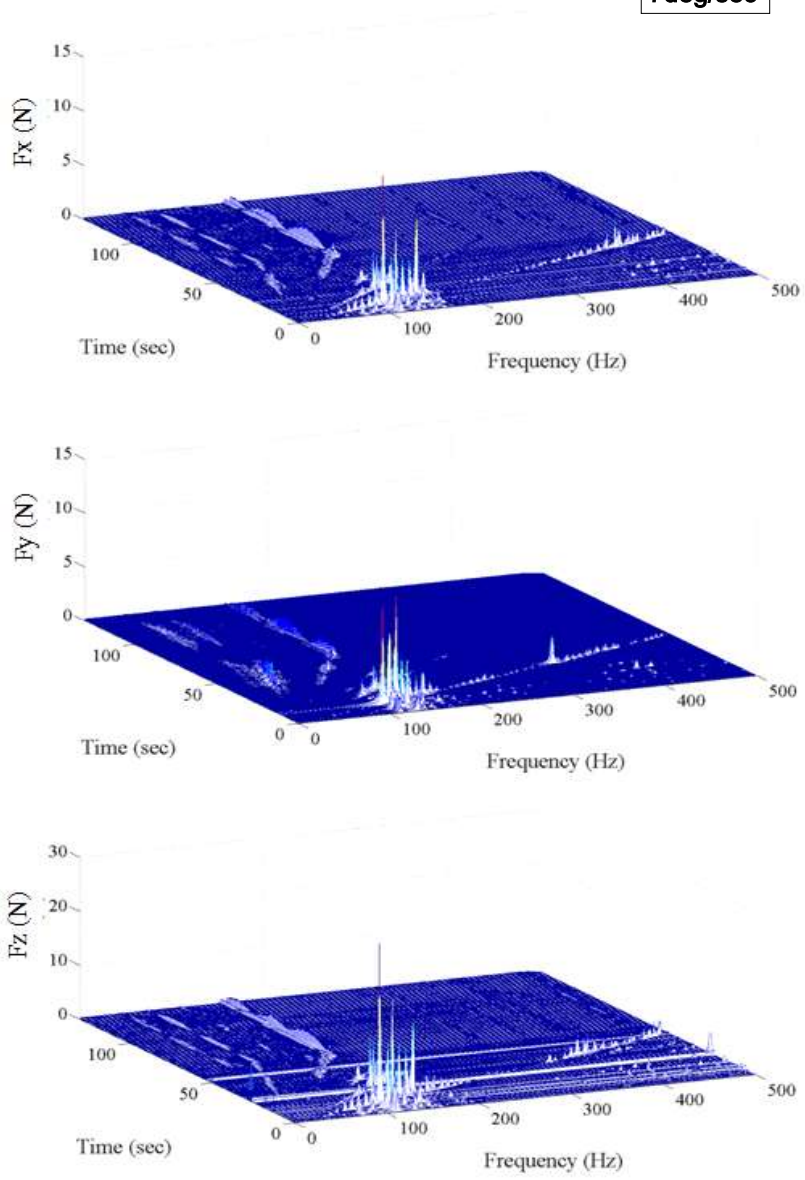
(a)



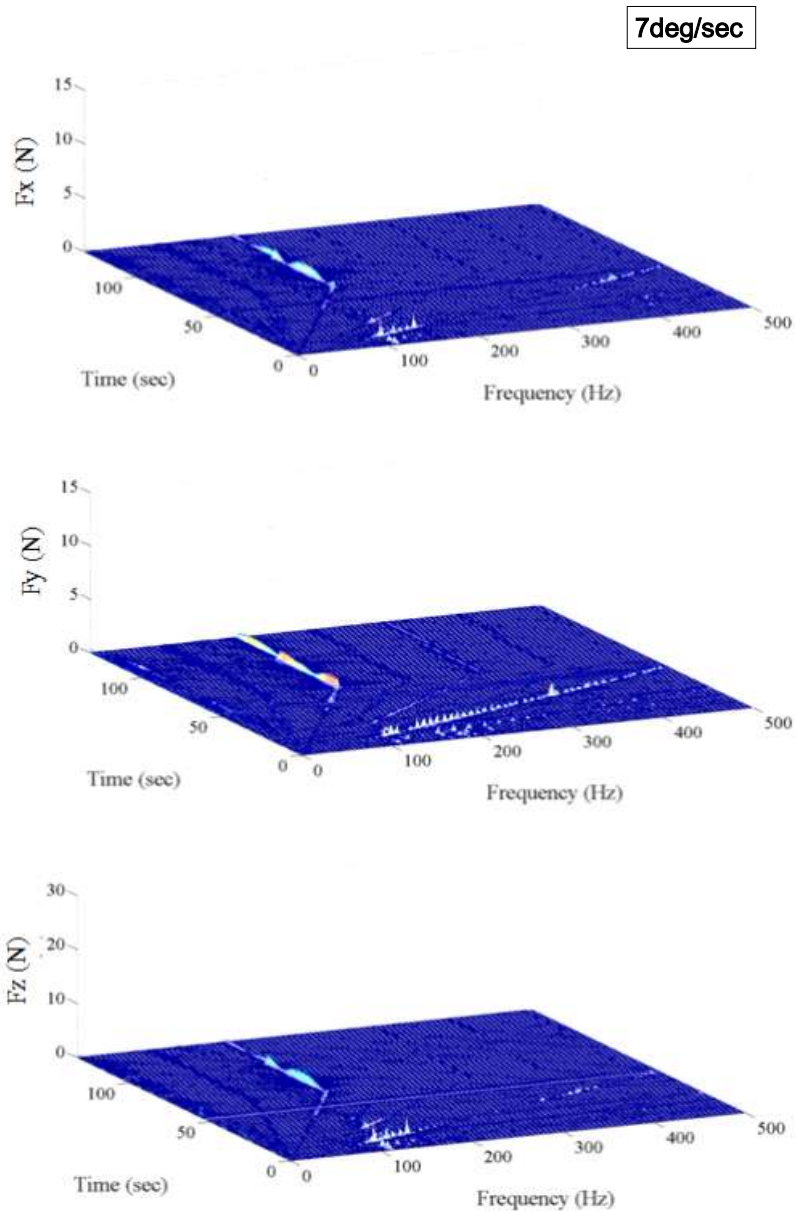
(b)

Fig. 26 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Azimuth Directional Movements of the Antenna in 5deg/sec [(a): w/o Azimuth Isolation System, (b): with Azimuth Isolation System]

7deg/sec



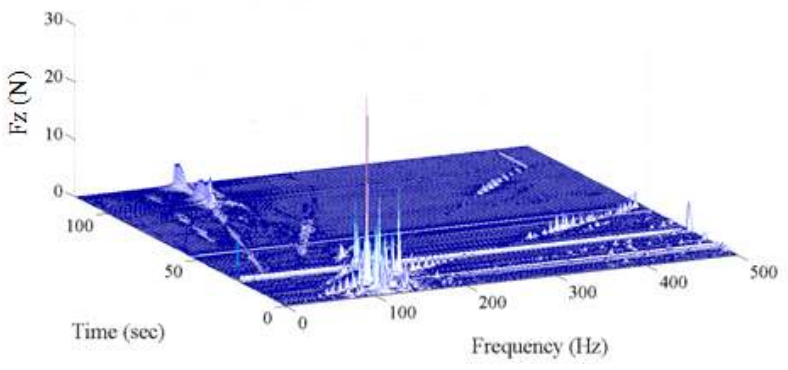
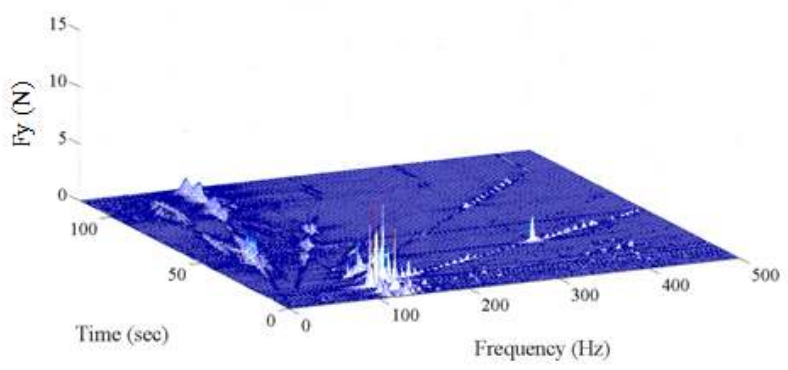
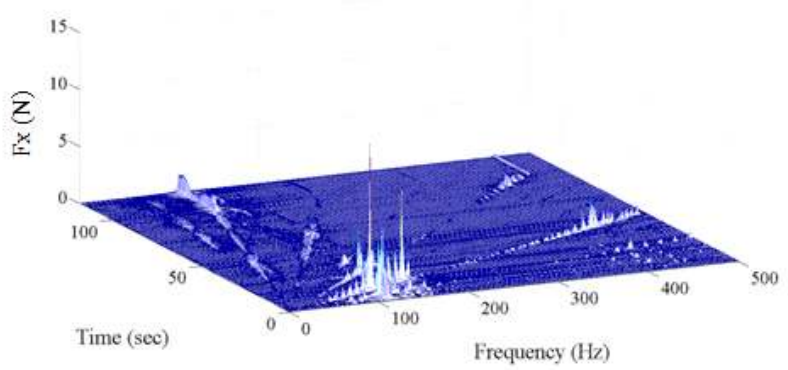
(a)



(b)

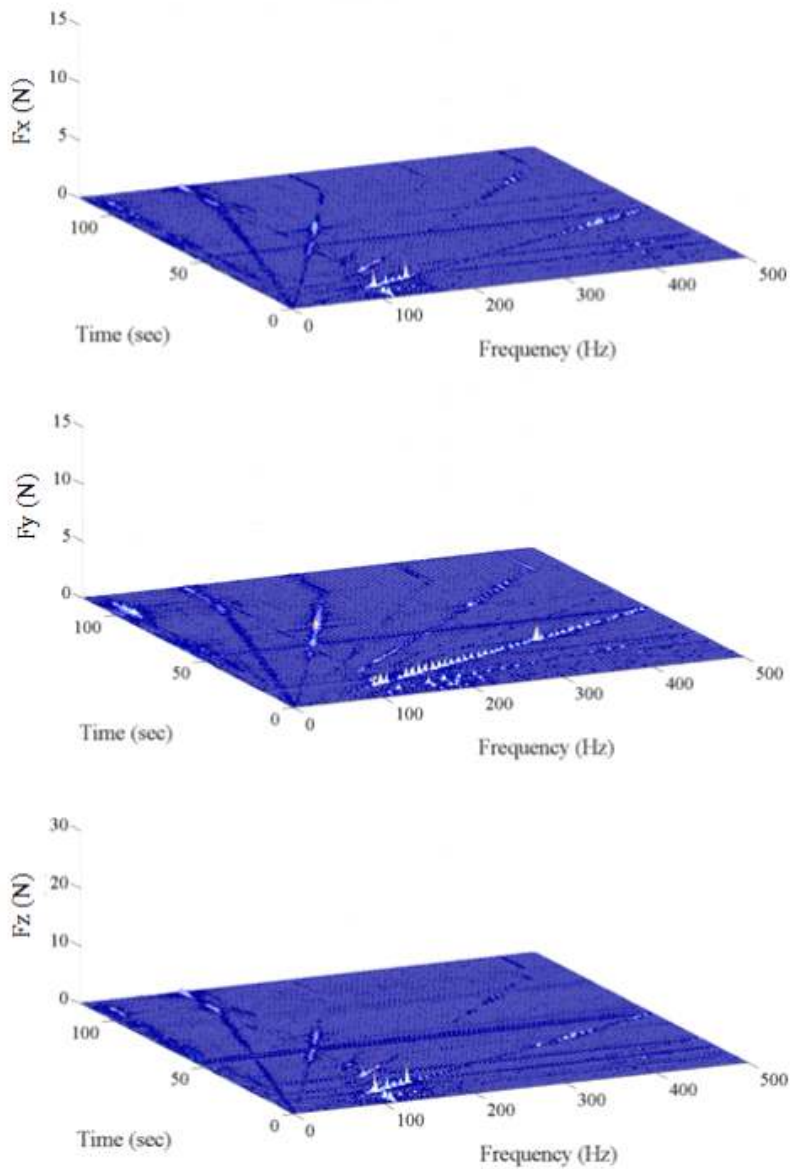
Fig. 27 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Azimuth Directional Movements of the Antenna in 7deg/sec [(a): w/o Azimuth Isolation System, (b): with Azimuth Isolation System]

10deg/sec



(a)

10deg/sec



(b)

Fig. 28 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Azimuth Directional Movements of the Antenna in 10deg/sec [(a): w/o Azimuth Isolation System, (b): with Azimuth Isolation System]

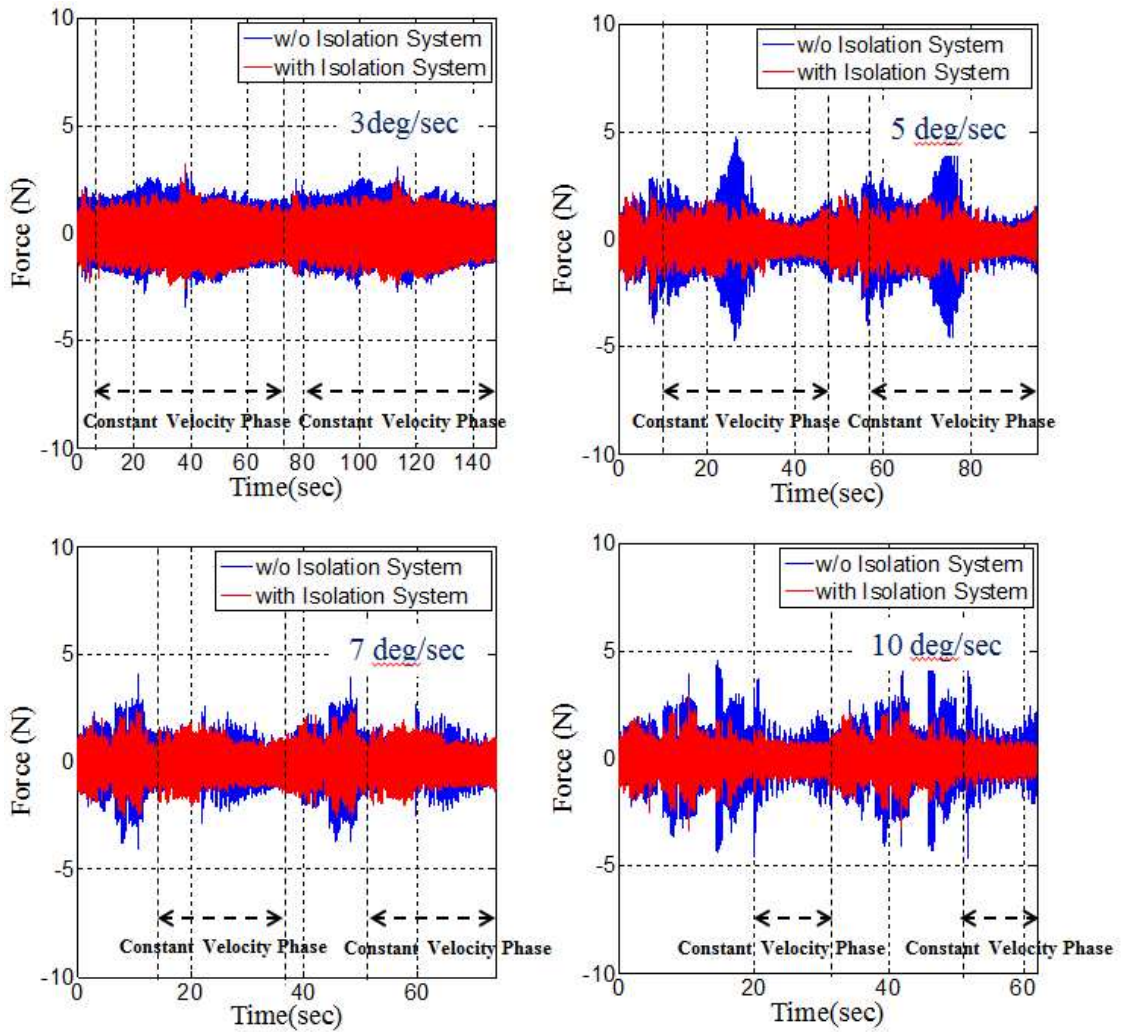


Fig. 29 Comparison of Time Profiles for Force, with and without Elevation Isolation System in x -axis

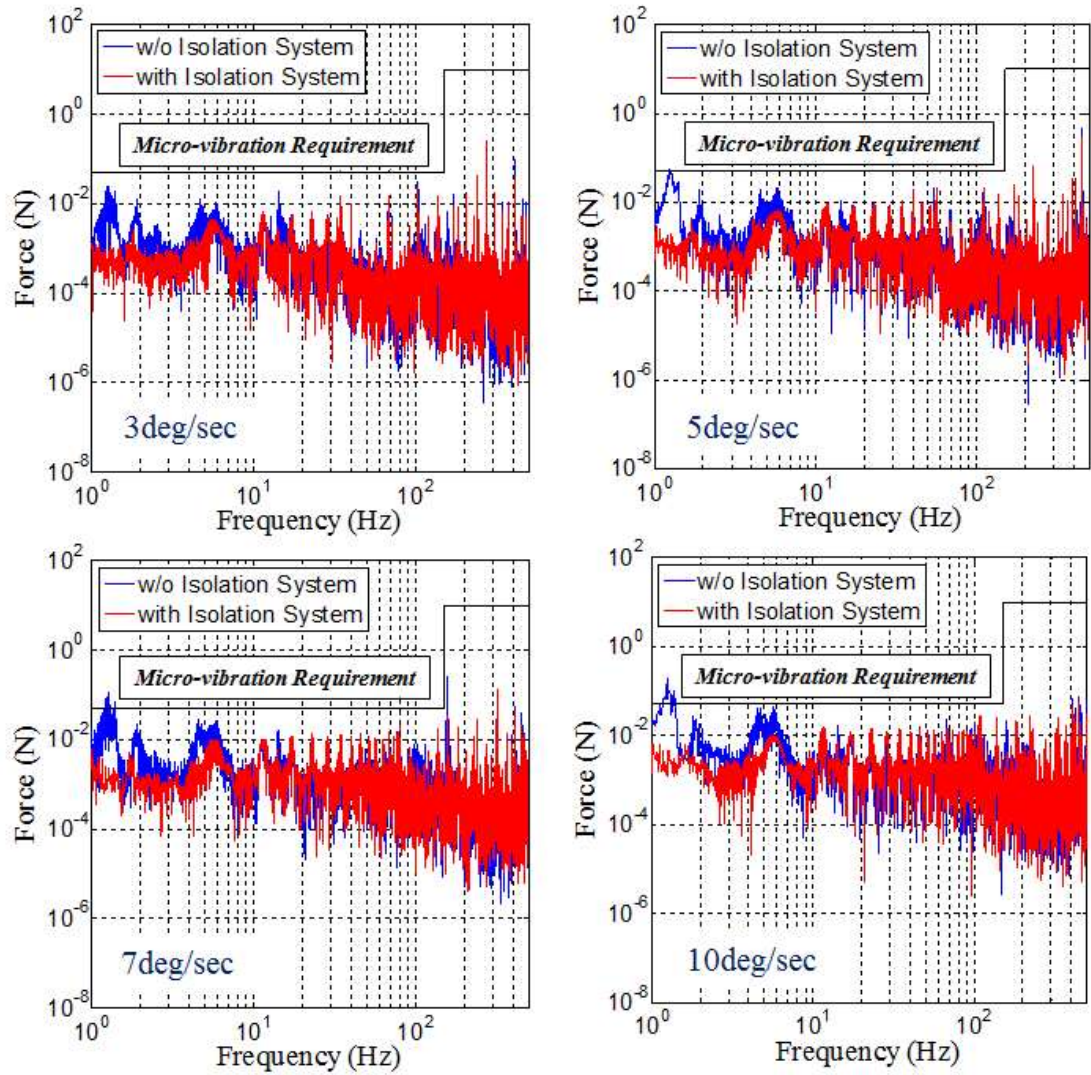


Fig. 30 Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Elevation Isolation System in x -axis

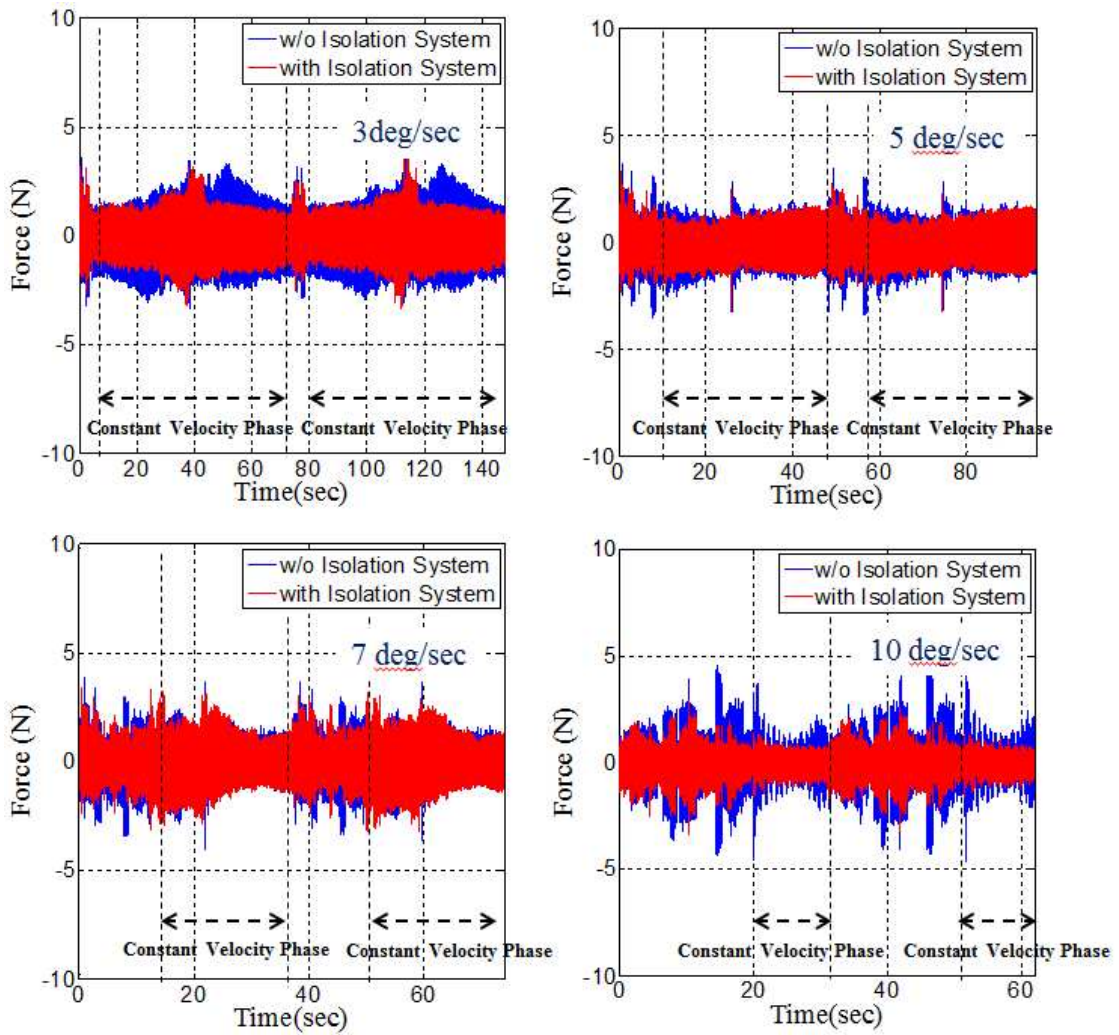


Fig. 31 Comparison of Time Profiles for Force, with and without Elevation Isolation System in y -axis

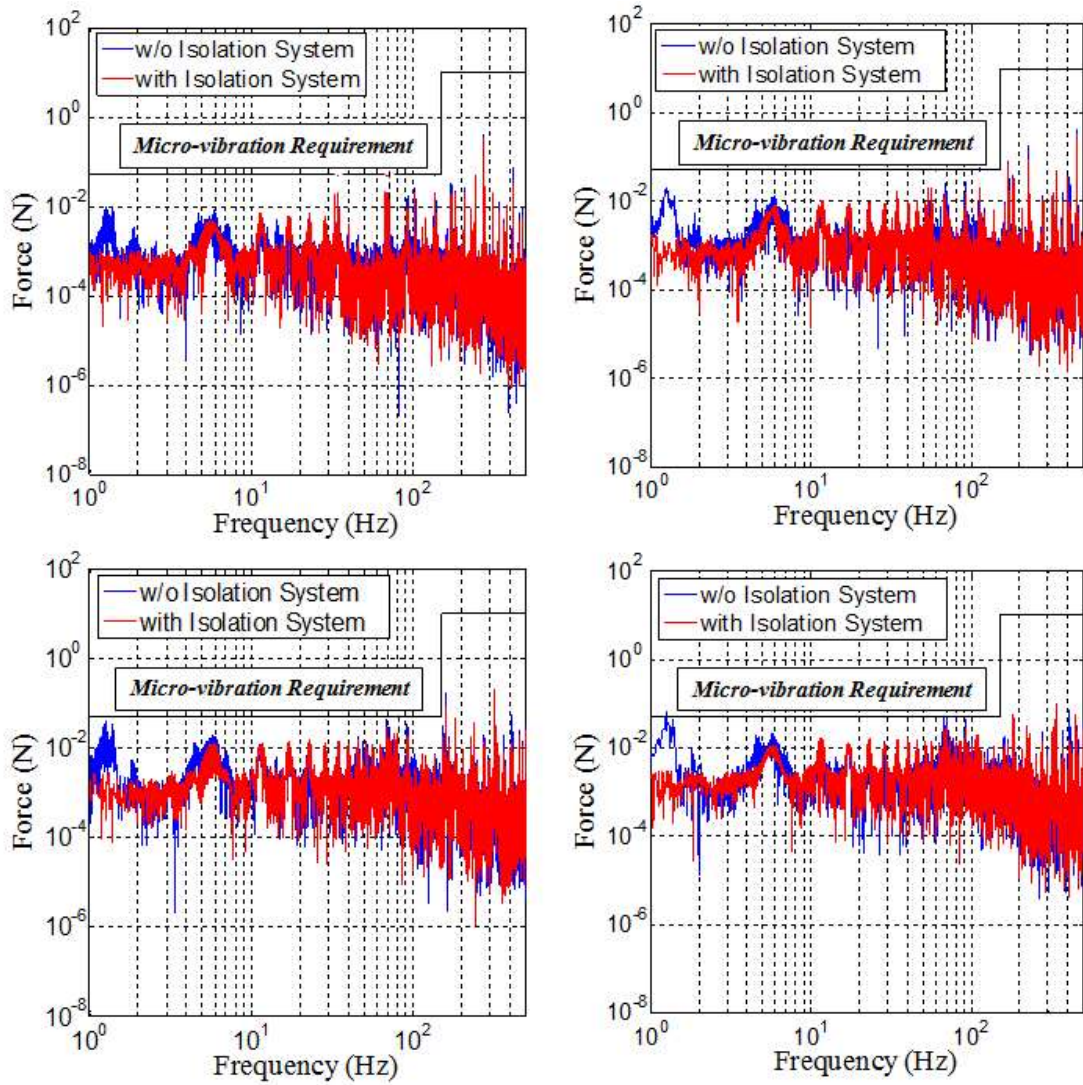


Fig. 32 Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Elevation Isolation System in y -axis

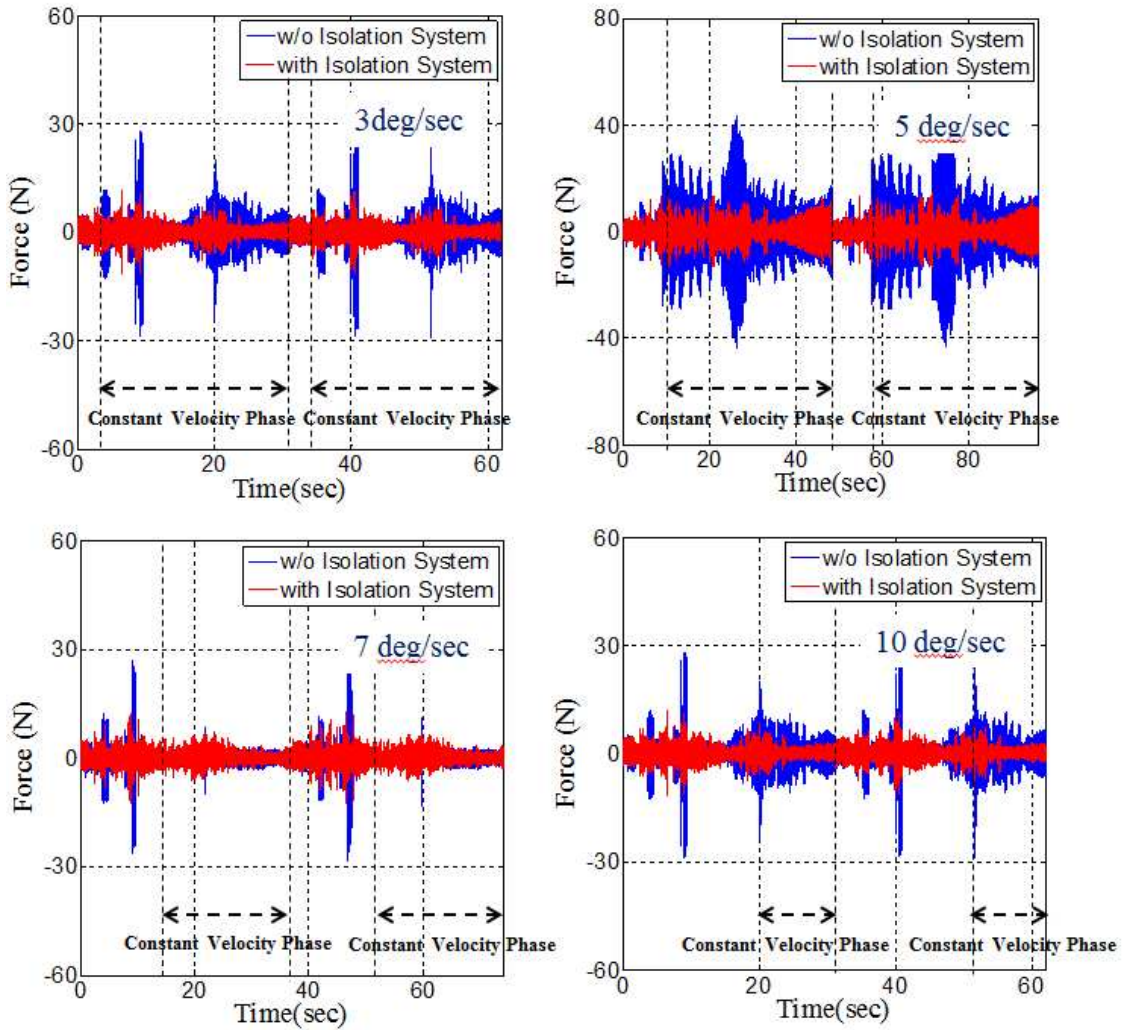


Fig. 33 Comparison of Time Profiles for Force, with and without Elevation Isolation System in z-axis

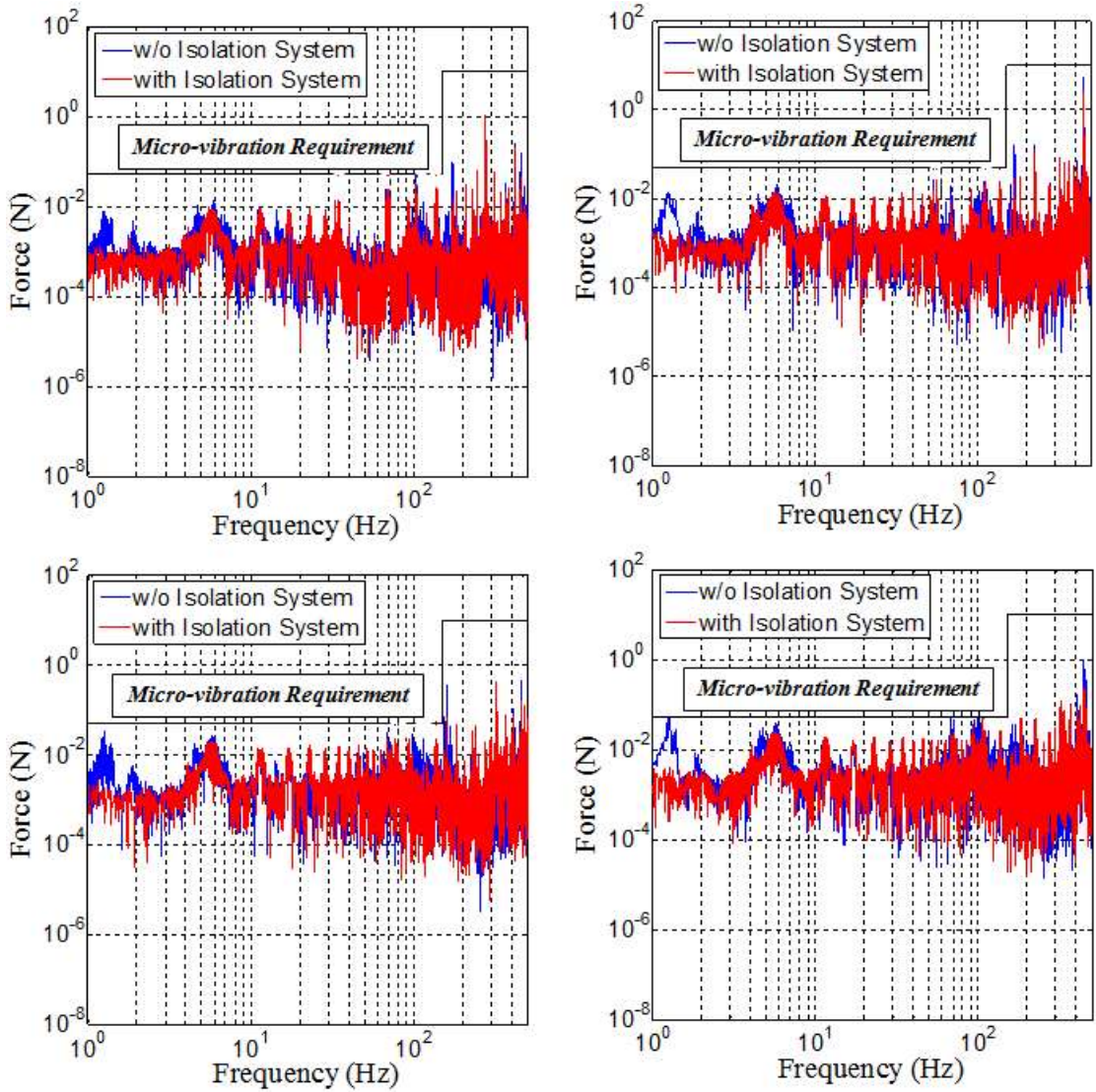
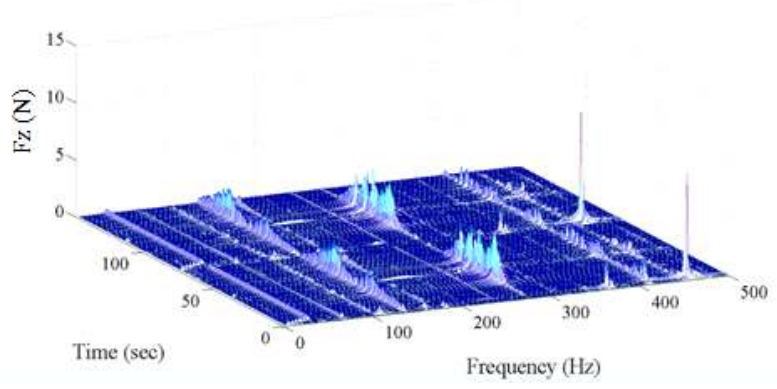
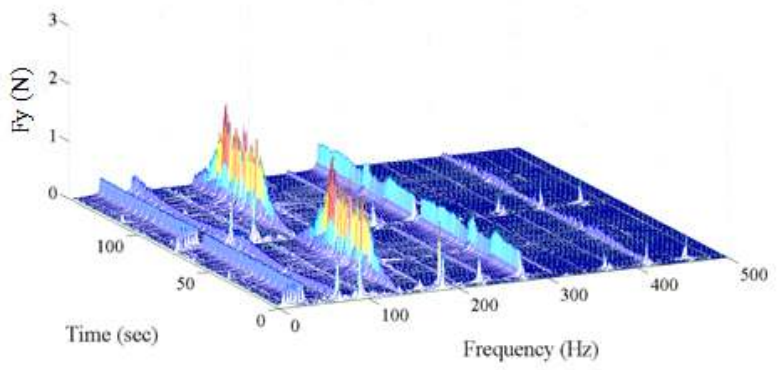
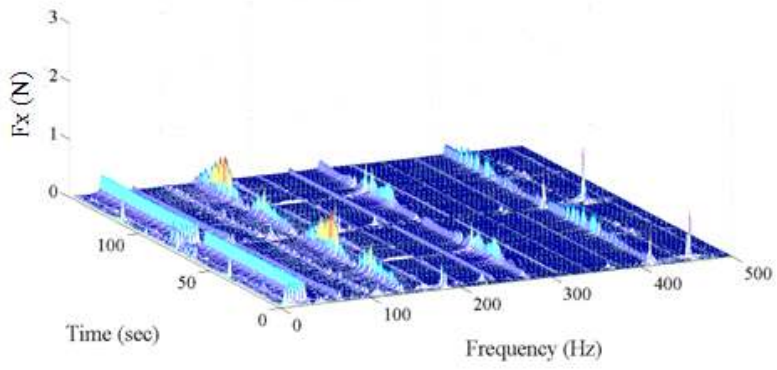


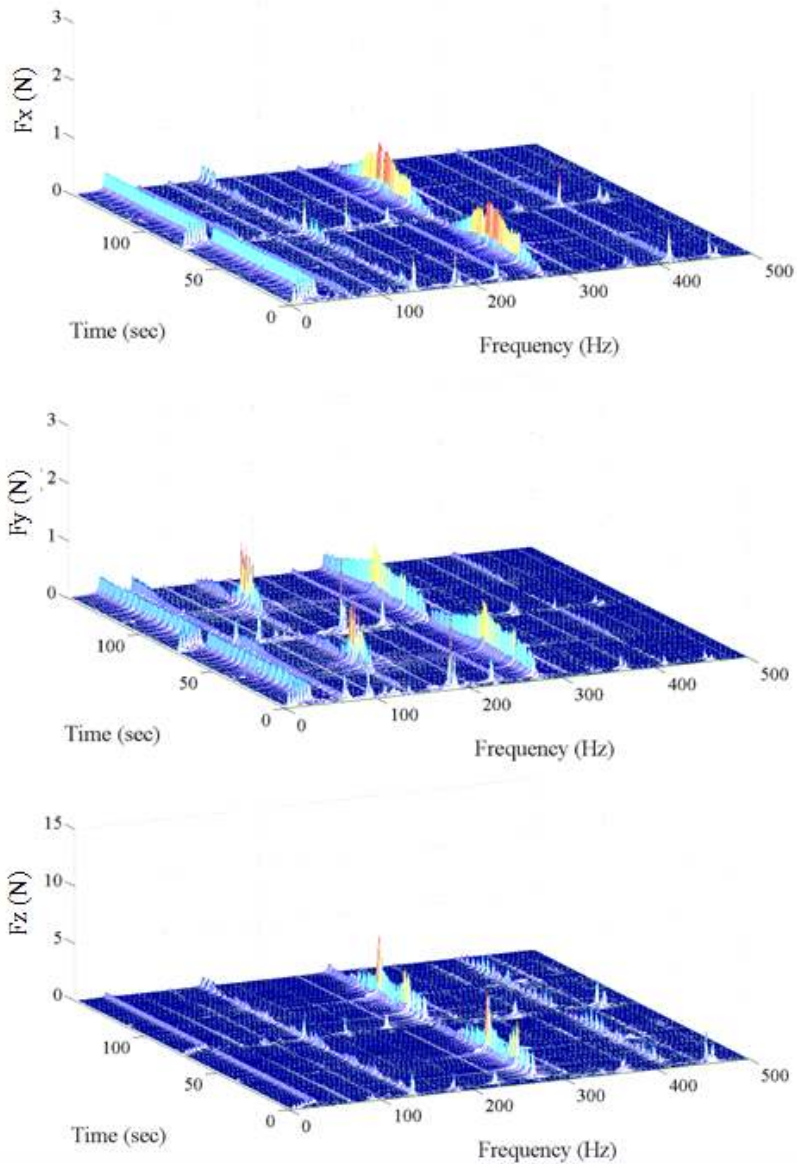
Fig. 34 Comparison of Frequency Domain for Force, with and without Elevation Isolation System in z-axis

3deg/sec



(a)

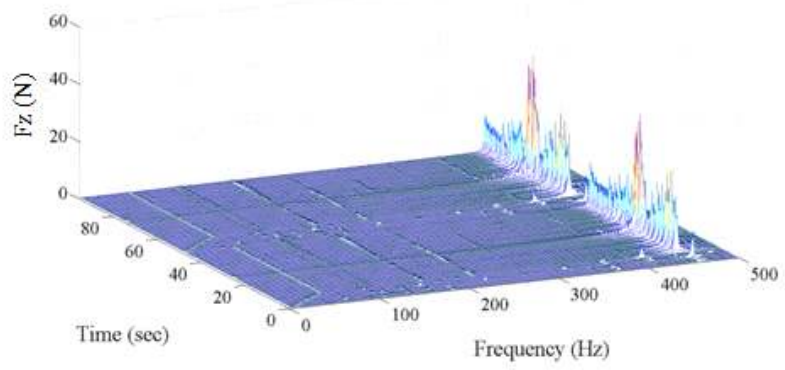
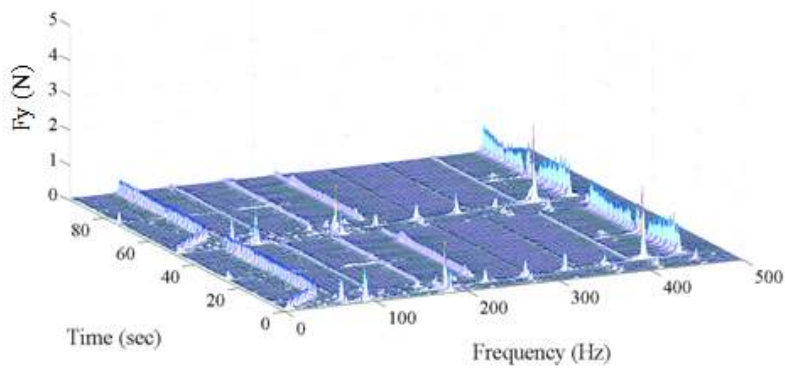
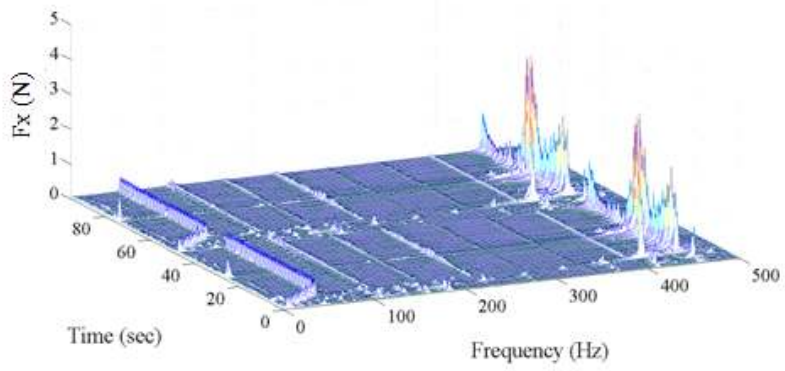
3deg/sec



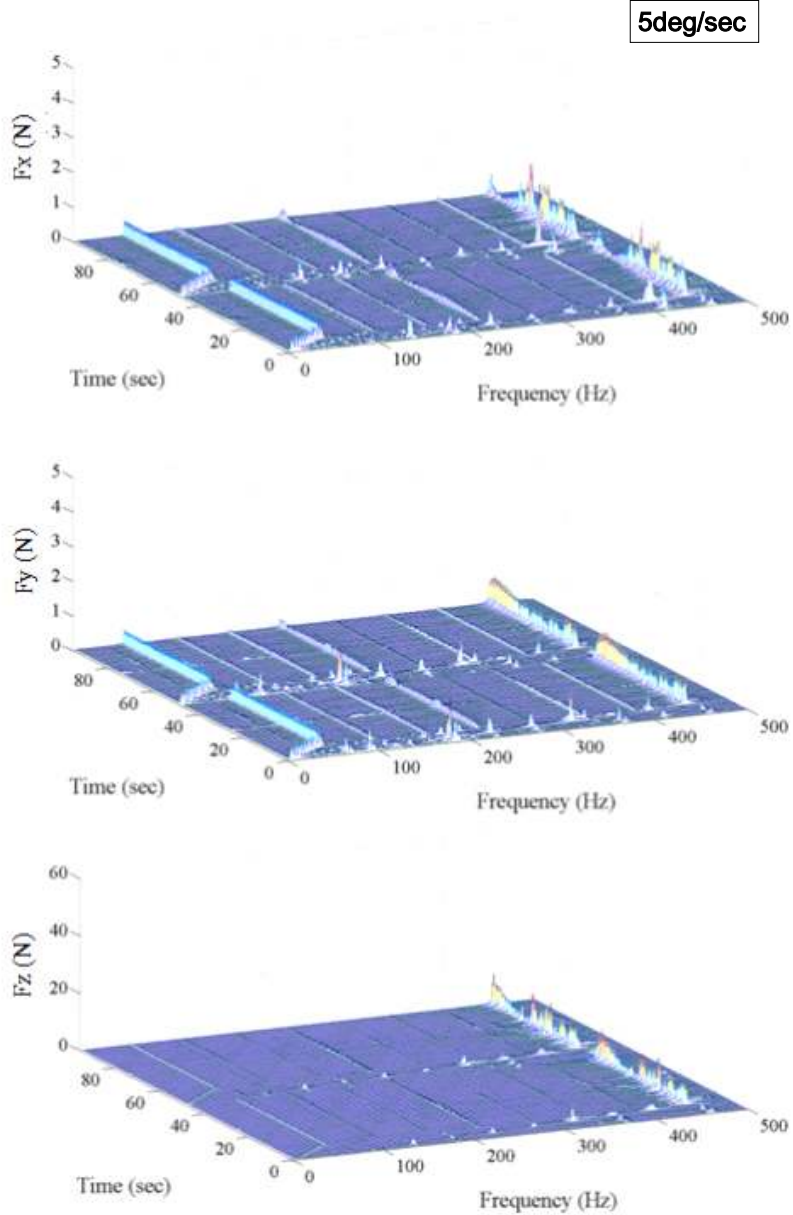
(b)

Fig. 35 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Elevation Directional Movements of the Antenna in 3deg/sec [(a): w/o Elevation Isolation System, (b): with Elevation Isolation System]

5deg/sec



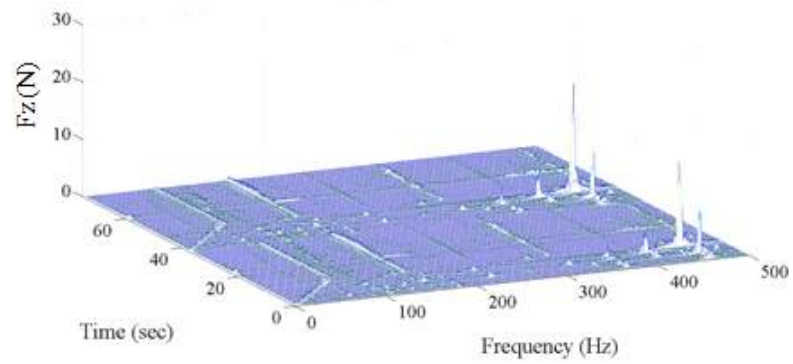
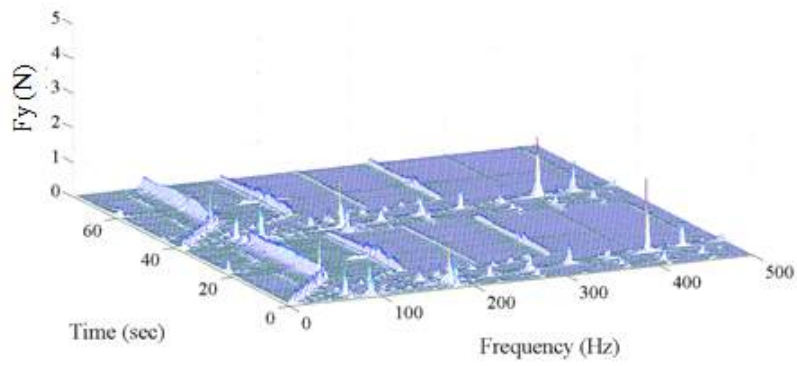
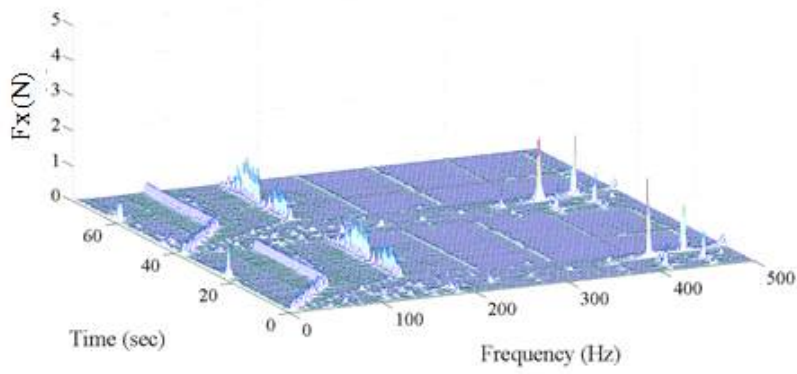
(a)



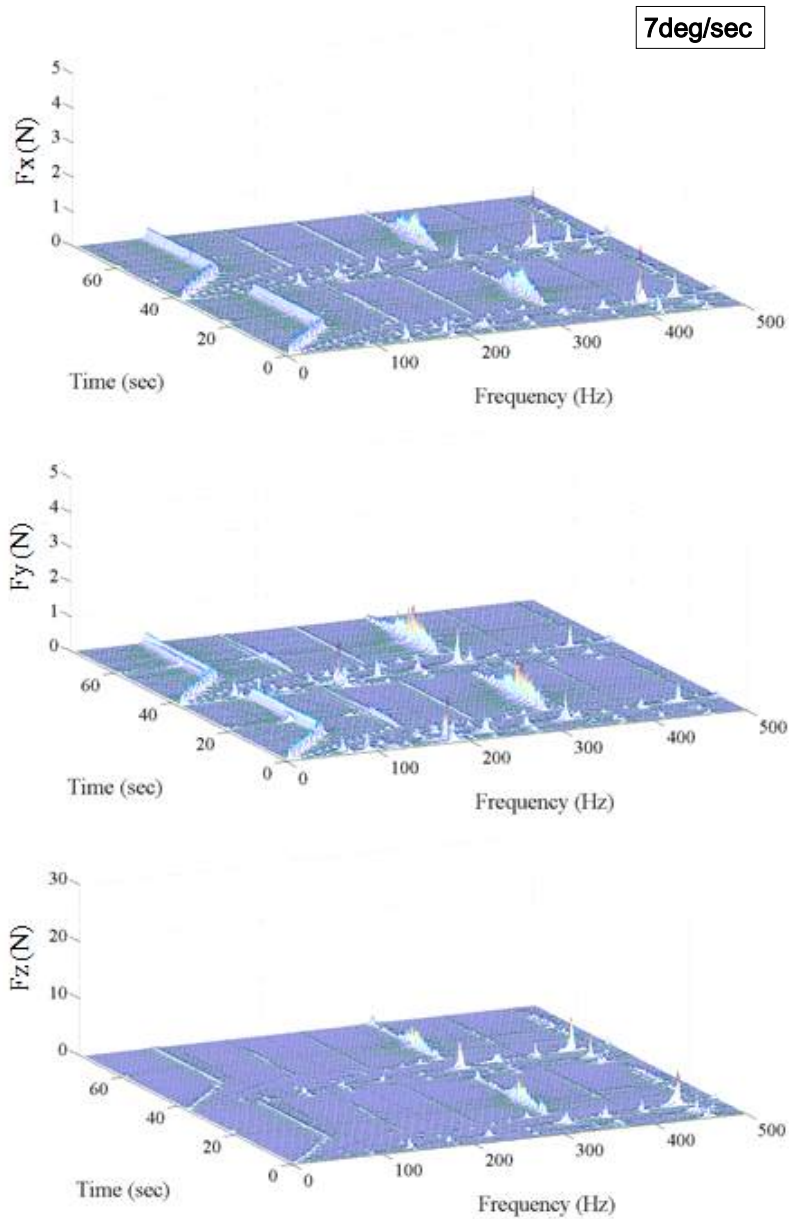
(b)

Fig. 36 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Elevation Directional Movements of the Antenna in 5deg/sec [(a): w/o Elevation Isolation System, (b): with Elevation Isolation System]

7deg/sec



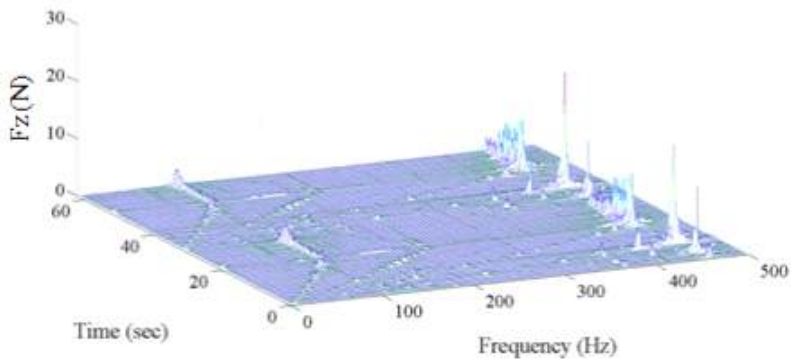
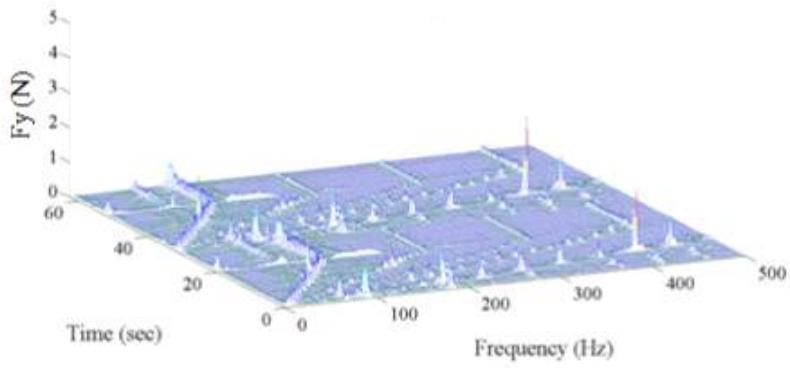
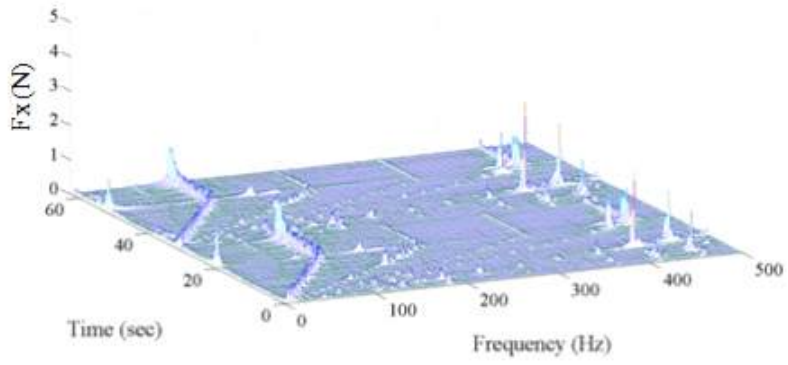
(a)



(b)

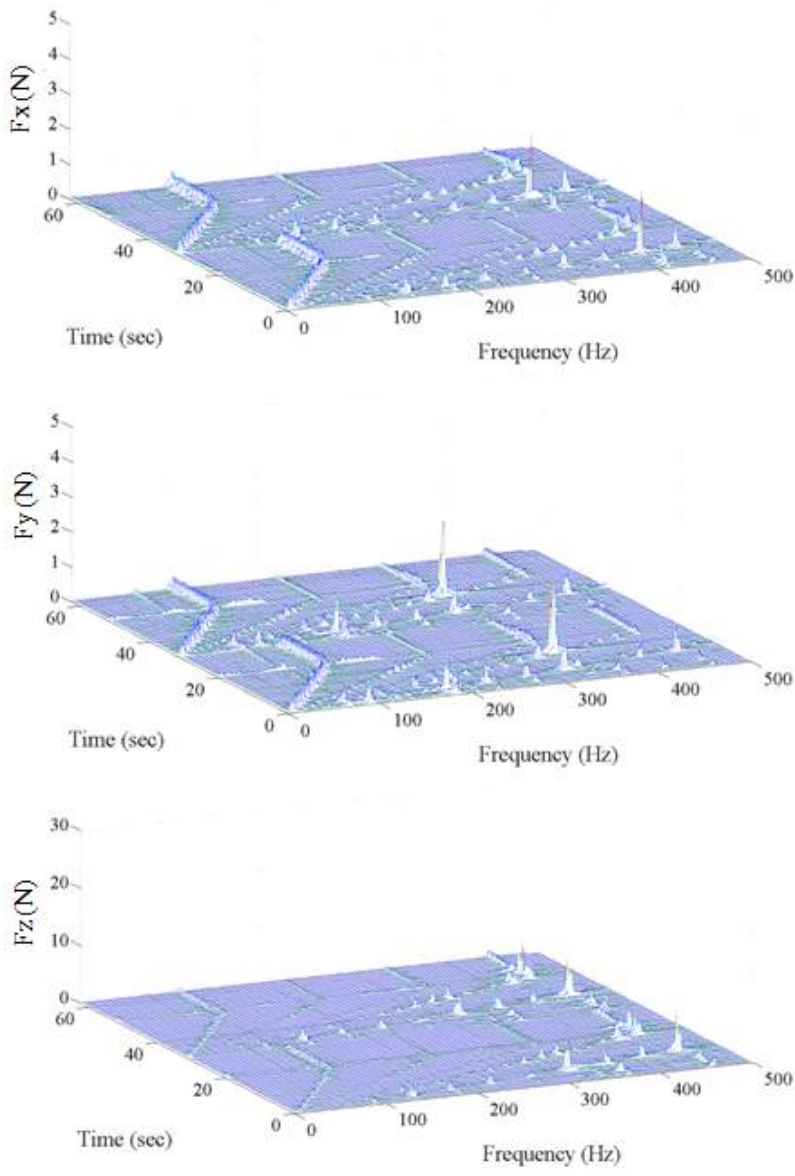
Fig. 37 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Elevation Directional Movements of the Antenna in 7deg/sec [(a): w/o Elevation Isolation System, (b): with Elevation Isolation System]

10deg/sec



(a)

10deg/sec



(b)

Fig. 38 Waterfall Plots of Disturbance Forces for Elevation Directional Movements of the Antenna in 10deg/sec [(a): w/o Elevation Isolation System, (b): with Elevation Isolation System]

3. TPF 구동 시험

본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기의 미소진동 절연성능 검증을 위해 안테나의 실제 궤도 운용을 모사한 TPF 구동프로파일 적용을 통해 안테나의 방위각과 고각 방향이 동시에 구동되면서 안테나의 구동속도가 가변되는 구동 조건에서의 미소진동 측정시험을 수행하였으며, Fig. 39는 본 시험에서 적용된 TPF 구동프로파일의 회전각도, 각속도, 각가속도를 나타낸다. Fig. 39의 TPF 구동프로파일 적용을 통해 방위각 단의 저 회전강성 진동절연기 적용에 따른 각 축별 외란력을 비교하였으며, 그 결과는 Fig. 40과 같다. Fig. 40에서 확인할 수 있듯이 저 회전강성 진동절연기를 방위각 단에 적용 시 X-밴드 안테나의 외란력은 기존 기어를 적용할 때보다 전반적으로 저감되는 경향을 보이거나, 190~225sec 및 280sec 영역에서는 방위각 회전구동이 이루어지지 않아 저 회전강성 진동절연기의 성능이 나타나지 않은 것으로 보인다. 따라서, 저 회전강성 진동절연기의 미소진동 절연성능을 세부적으로 분석하기 위해 안테나의 방위각 방향 구동하는 구간을 0~190sec: 구간 I, 225~280sec: 구간 II, 465~555sec: 구간 III로 나누었으며, 각 구간에 대한 축별 피크 감소율(Peak Reduction) 및 표준편차 감소율(Standard Deviation Reduction)을 분석하여 Table 11에 정리하였다. 그 결과, 세 구간 영역 모두 저 회전강성 진동절연기 적용으로 인해 미소진동 외란력에 대해서 감소율을 보이지만, 구간 I은 구간 II와 III에 비해서 감소율이 뛰어난 경향을 보인다. 이러한 결과는 방위각용 저 회전강성 진동 절연기가 방위각 방향 회전 구동 시 발생하는 미소진동 절연을 목적으로 설계되었기 때문에, 방위각과 고각이 동시에 구동되는 구간 II, III에서는 진동 절연기가 고각 방향 구동에서 발생하는 미소진동 절연에 효과가 없는 것으로 판단된다. 따라서, 안테나의 방위각 구동만 이루어지는 구간 I에서는 저 회전강성 진동절연기를 적용할 경우, x 방향 외란력에 대해서 피크 감소율이 최대 80.30%, 평균 82.56%이며, 표준 편차는 80.39%로 큰 감소율을 보이고 있으며, 이 외의 다른 방향의 외란력도 유사한 감소율을 보인다. 이로부터 방위각용 저 회전강성 진동 절연기는 안테나의 방위각 방향 회전 구동에 대해서만 미소진동 절연 성능이 뛰어남을 확인할 수 있다.

그러나 상기에서 언급한 바와 같이 방위각용 저 회전강성 진동절연기는 안테나의 방위각 회전 구동에 대하여 뛰어난 미소진동 절연 성능을 보이지만 고각 회전 구동에 대해서는 미소진동 절연성능을 보이지 않았다. 이를 해결하기 위해 새로운 형태의 고각용 저 회전강성 진동절연기를 제안하였으며, 이에 대한 미소진동 절연성능 검증을 위

해 Fig. 41의 TPF 구동 프로파일 적용을 통해 검증하였다. Fig. 41의 TPF 구동 프로파일은 고각용 저 회전강성 진동절연기의 미소진동 절연성능 검증을 목적으로 안테나의 방위각과 고각 방향으로의 동시 구동이 가능하도록 새로 구성한 프로파일로써, 이 TPF 구동 프로파일을 통해 1) 안테나의 방위각 및 고각 단에 진동 절연 시스템이 적용되지 않은 경우, 2) 안테나의 방위각 단에만 진동 절연 시스템이 적용된 경우, 3) 안테나의 방위각 및 고각 단 모두 진동 절연 시스템이 적용된 경우의 3 가지 조건에 대해 안테나의 외란력을 비교하였다. Fig. 42는 TPF 구동 프로파일에서 안테나의 방위각과 고각 방향이 동시에 구동이 이루어지는 구간(10~190sec)에 대해서 대표적으로 각 축별 외란력에 대한 시간 이력을 비교한 결과를 나타내며, 이로부터 피크 감소율(Peak Reduction) 및 표준편차 감소율(Standard Deviation Reduction) 산출을 통해 저 회전강성 진동절연기 적용에 따른 절연 성능을 세부적으로 분석하였다. 이에 대한 분석결과는 Tables 12, 13에 정리하였다. 이로부터 안테나의 방위각에 진동 절연 시스템을 적용할 경우 저 회전강성 설계가 고려되지 않은 안테나에 비해 x 축 외란력에 대한 피크 감소율이 최대 48.48%, 평균 54.91%이며, 표준 편차는 53.86%로 높은 감소율을 보임을 확인할 수 있다. 그러나 방위각 단에 적용되는 진동 절연기의 경우 안테나의 방위각 방향 구동에 대해 미소진동 절연성능이 존재하지만 고각 방향 구동 시 발생하는 미소진동 절연에는 효과가 나타나지 않는다. 따라서 본 연구에서 제안한 고각용 저 회전강성 진동절연기 적용으로부터 문제점 해결이 가능하였으며, 상기의 진동절연기 추가 적용 시 방위각용 저 회전강성 진동절연기만 적용된 경우보다 x 축 외란력에 대한 피크 감소율이 최대 54.44%, 평균 40.16%, 표준편차는 46.53%로 큰 감소율을 보인다. x 축 외의 다른 방향의 외란력도 마찬가지로 최소 26.02% 이상의 감소율을 보이고 있으며, 이로부터 본 연구에서 제안한 고각용 저 회전강성 진동절연기 적용 시 안테나의 고각 방향 구동에 대한 미소진동 절연에 효과가 있음을 검증하였다.

Figure 43(a)-(c)는 Fig. 41의 TPF 구동에 따른 외란력의 시간 이력으로부터 waterfall을 계산한 결과를 나타낸다. Fig. 43에서 확인할 수 있듯이 본 연구에서 제안한 방위각용 저 회전강성 진동절연기를 적용할 경우, 저 회전강성 진동절연기를 적용하지 않을 때 안테나의 구조 공진 하모닉 주파수 100Hz 부근에서 발생하는 높은 피크들이 크게 감소됨을 확인할 수 있었으며, 방위각 및 고각용 저 회전강성 진동절연기를 동시에 적용할 경우 방위각용 진동절연기를 적용한 경우보다 감소된 외란력을 확인할 수 있었다. 이로부터 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동 절연기 적용 시 안테나의 방위각 및 고각 방향 구동에 대한 미소진동 절연성능을 실험적으로 검증함으로써

저 회전강성 진동 절연기의 설계에 대한 유효성을 입증하였다.

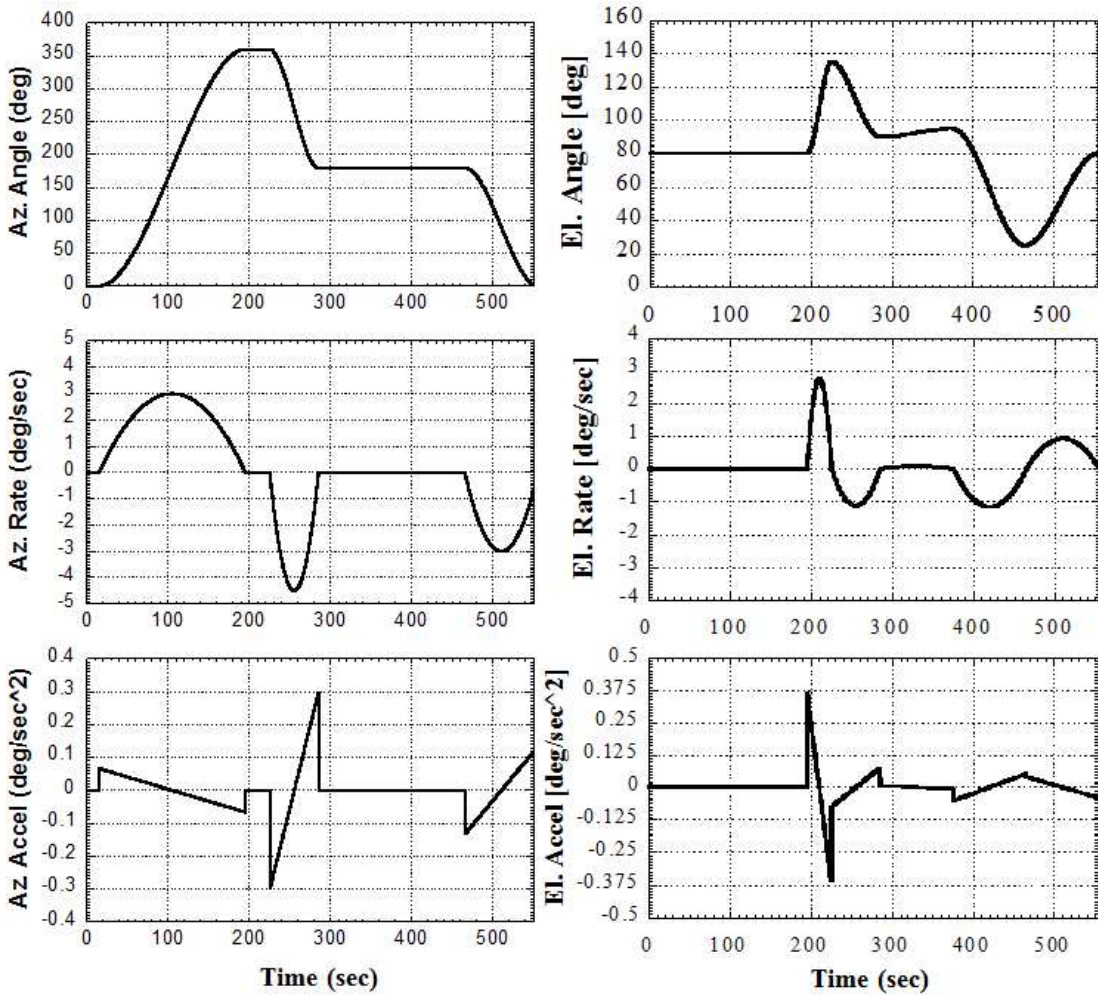


Fig. 39 X-band Antenna Pointing Maneuver Profiles used for verifying Micro-vibration Attenuation Capability of Azimuth Isolation System

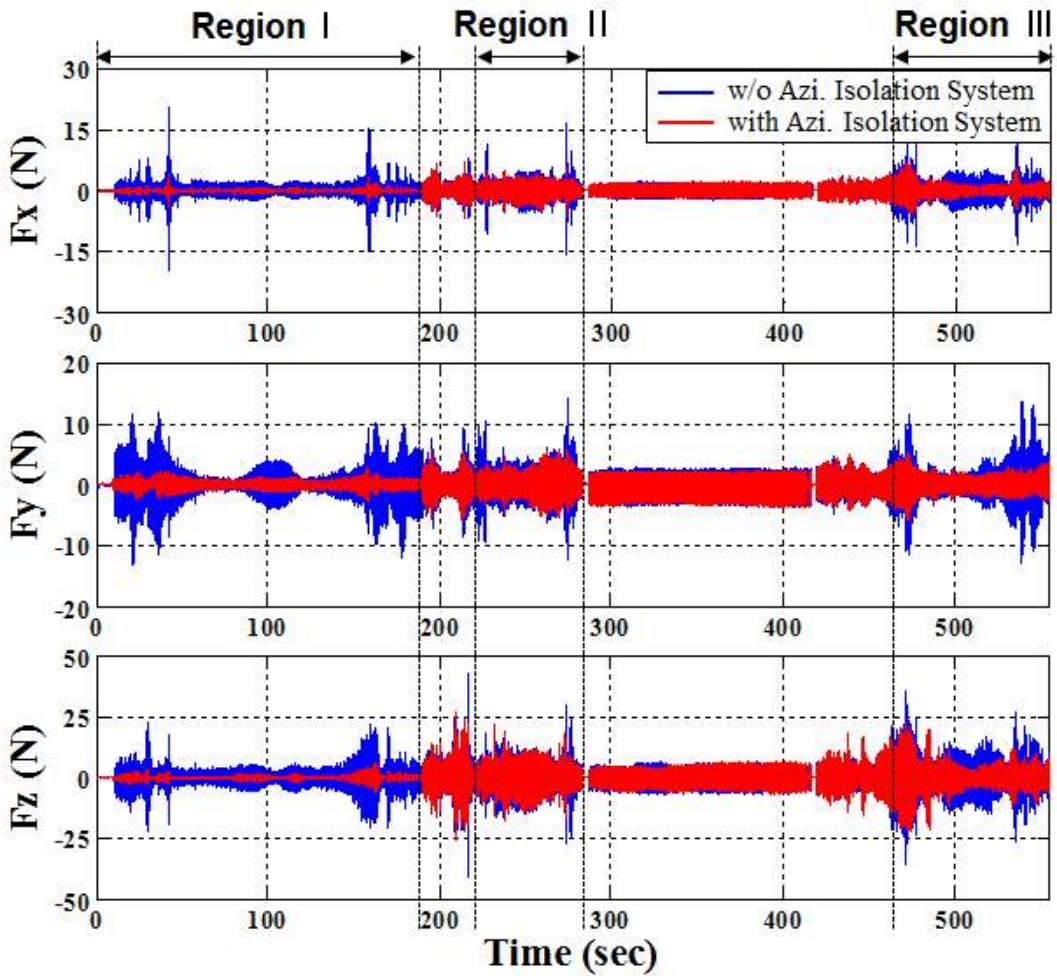


Fig. 40 Comparison of Force-time Profile in TPF Activation, with and without Azimuth Isolation System

Table 11 Disturbance Reduction Ratio of Azimuth Isolation System with respect to without Azimuth Isolation System

		Peak Reduction (%)		STD Deviation Reduction (%)
		Max	Mean	
Region I	Fx	80.30	82.56	80.39
	Fy	77.03	69.69	77.03
	Fz	72.75	80.13	78.73
Region II	Fx	63.63	19.75	29.33
	Fy	58.01	30.12	33.23
	Fz	26.30	10.14	11.40
Region III	Fx	53.12	53.05	48.45
	Fy	60.75	52.06	56.24
	Fz	38.46	39.48	29.34

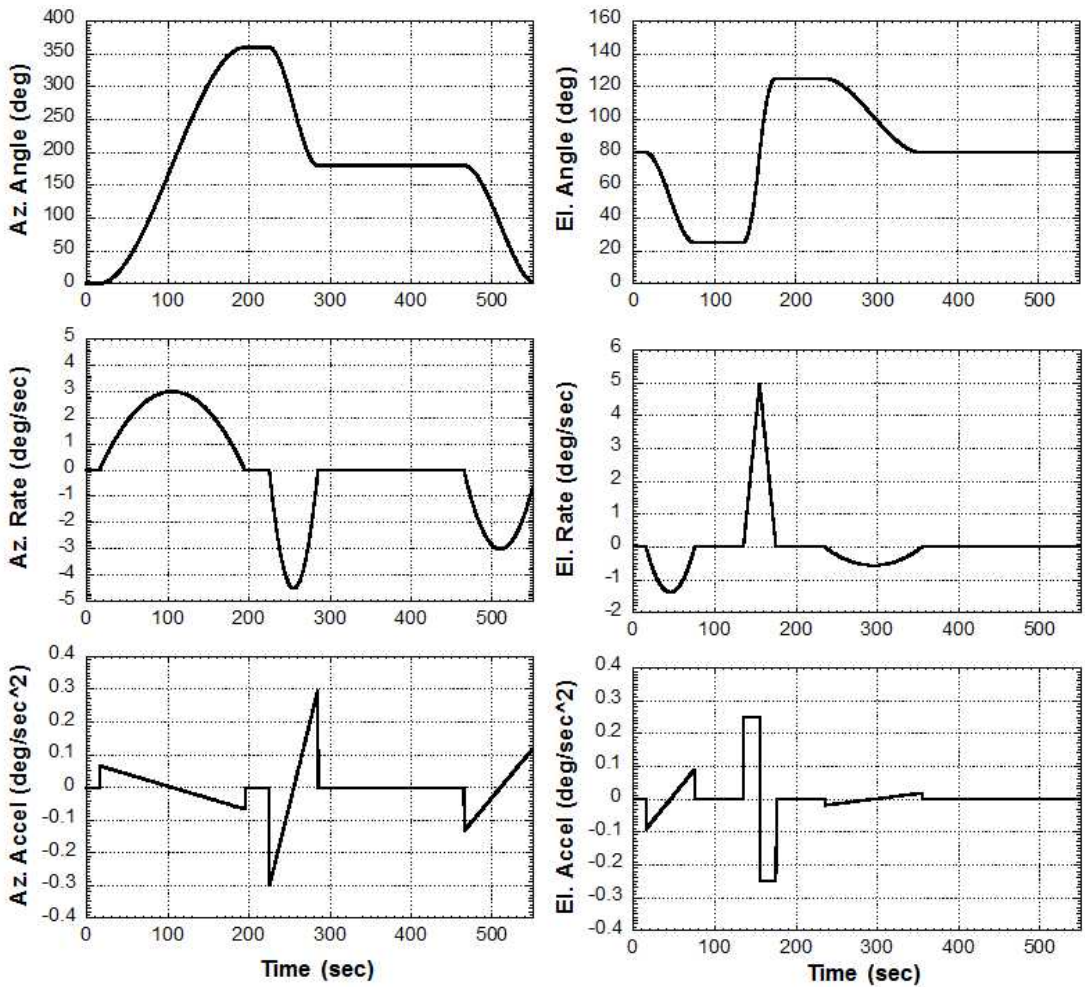


Fig. 41 X-band Antenna Pointing Maneuver Profiles used for verifying Micro-vibration Attenuation Capability of Azimuth and Elevation Isolation System

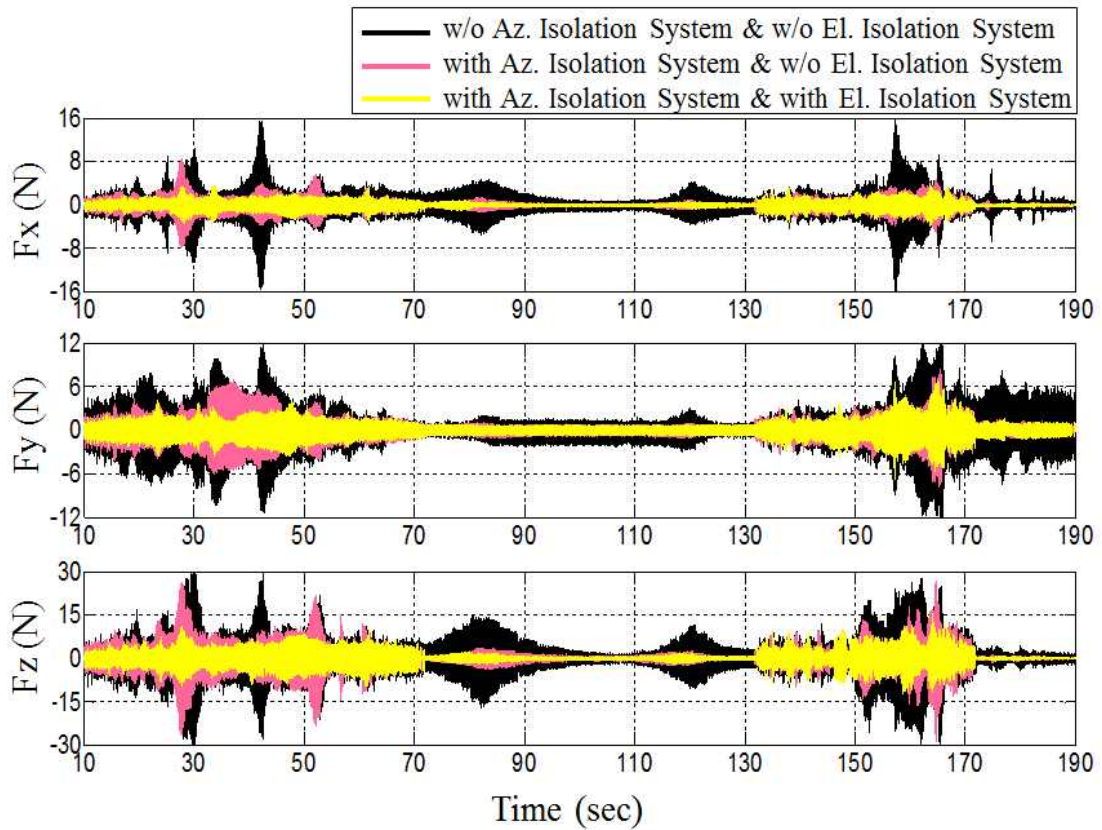


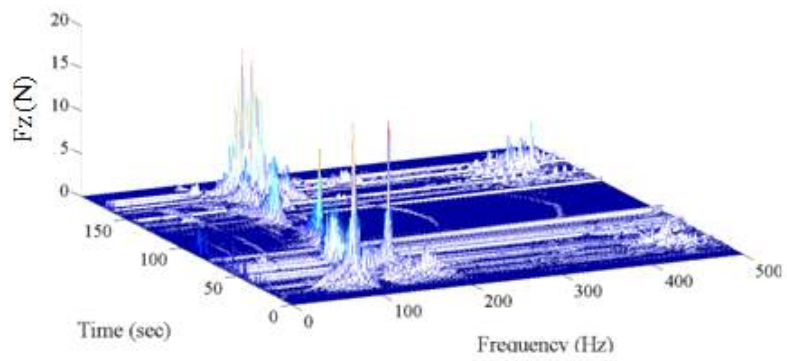
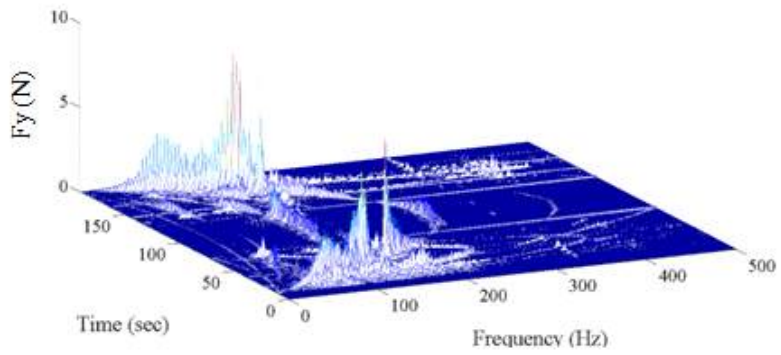
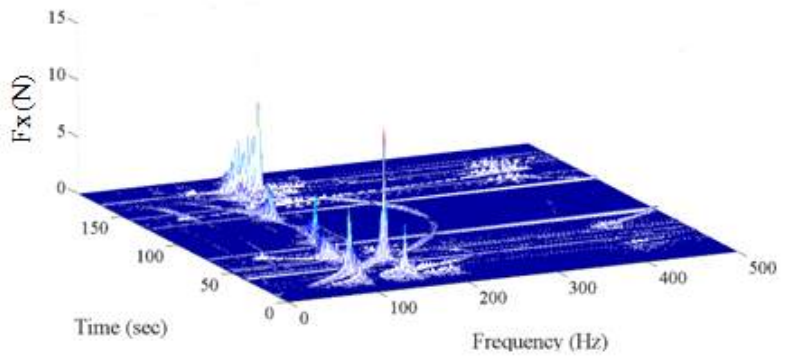
Fig. 42 Comparison of Force-time Profile in TPF Activation for with and without Azimuth and Elevation Isolation System

Table 12 Disturbance Reduction Ratio of Azimuth Isolation System with respect to without Azimuth and Elevation Isolation System

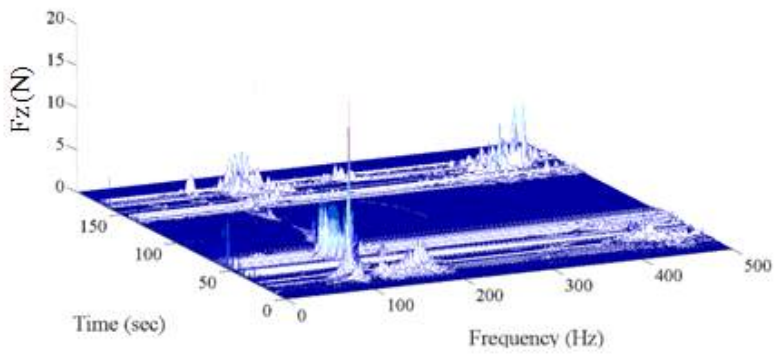
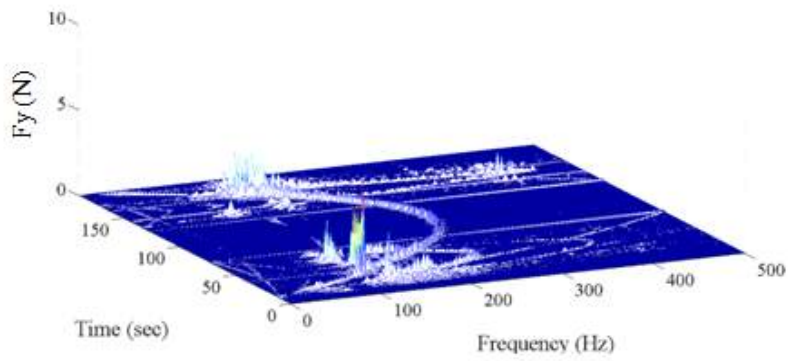
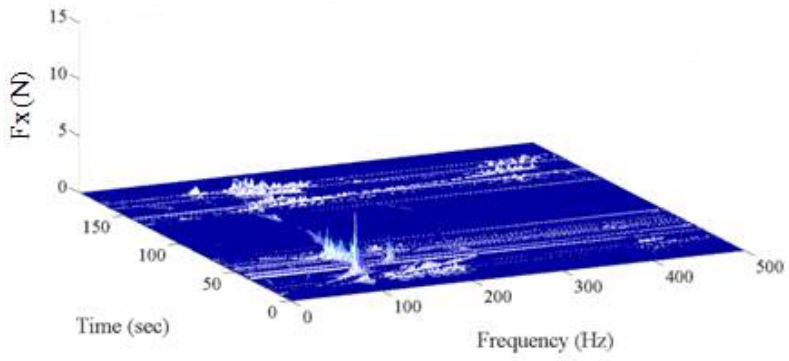
	Peak Reduction (%)		STD Deviation Reduction (%)
	Max	Mean	
Fx	58.44	40.16	46.53
Fy	40.81	42.42	50.13
Fz	38.24	26.02	27.87

Table 13 Disturbance Reduction Ratio of Azimuth and Elevation Isolation System with respect to without Azimuth Isolation System

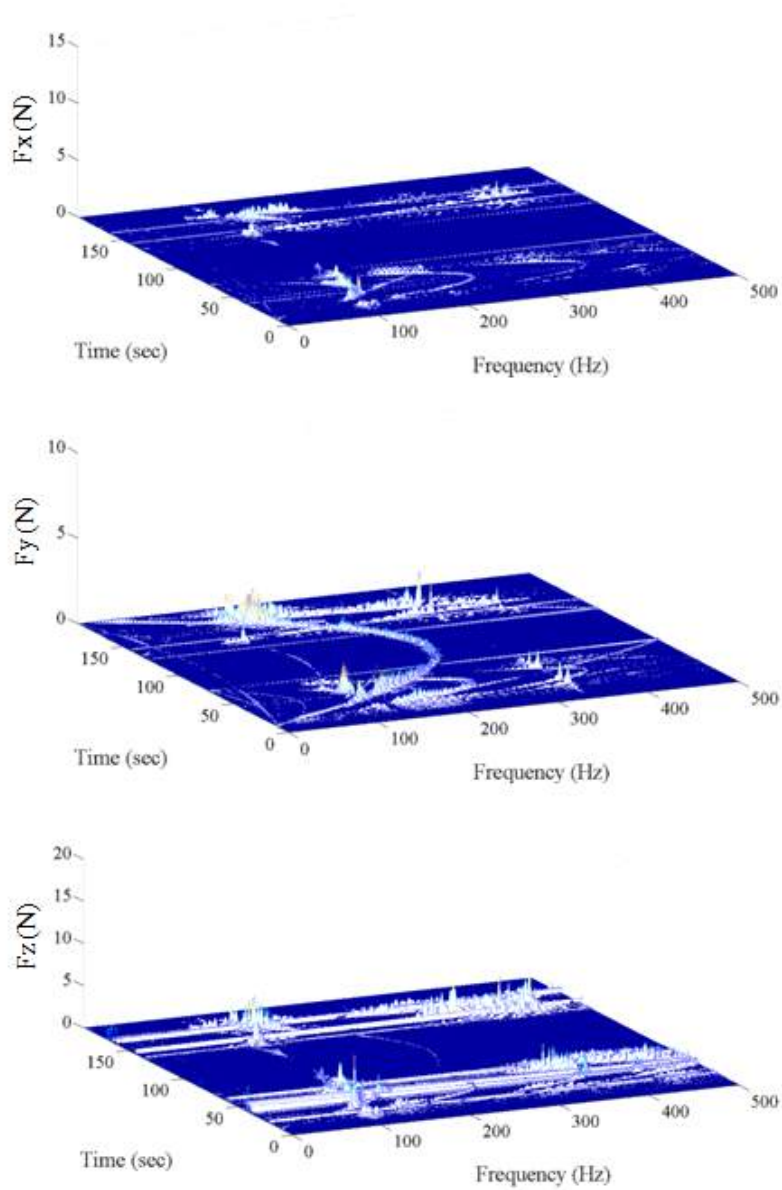
	Peak Reduction (%)		STD Deviation Reduction (%)
	Max	Mean	
Fx	48.48	54.91	53.86
Fy	35.62	42.62	41.82
Fz	22.90	40.88	32.90



(a)



(b)



(c)

Fig. 43 Waterfall Plots of Disturbance Forces for TPF Activation [(a): w/o Azi. and El. Isolation System, (b): with Azi. Isolation System and w/o El. Isolation System, (c): with Azi. and Ele. Isolation System]

제 5 장 결 론

본 연구에서는 2축 김벌구동형 X-밴드 안테나 구동 시 발생하는 미소진동 절연을 목적으로 회전강성이 비교적 낮은 저 회전강성 진동절연기를 제안하였으며, 설계된 진동절연기의 구조건전성 확인을 위해 안테나 구동에 요구되는 토크 버짓을 기반으로 구조 해석을 수행하였다.

본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기의 기본특성 파악을 위해 토크 측정 시험으로부터 진동절연기의 회전 강성을 측정하였으며, 구조해석으로부터 산출된 진동절연기의 회전강성 값과 근접함을 확인하였다. 아울러, 저 회전강성 진동절연기의 회전 방향에 대한 자유진동 감쇠시험을 통해 댐핑을 측정하였으며, 상기의 기본 특성 시험 결과와 X-밴드 안테나의 구조 형상을 기반으로 저 회전강성 진동 절연기 적용에 따른 X-밴드 안테나의 운동방정식을 도출하여 이에 대한 전달함수 선도를 제시하였다. 전달함수 선도로부터 저 회전강성 진동절연기 적용 시 적용되지 않은 시스템의 1차 고유진동수보다 낮은 고유진동수 확인할 수 있었으며, 이러한 저 주파수를 기점으로 주파수 분리를 통해 기존 기어를 적용한 경우보다 저감된 외란력을 기대 가능하였다.

저 회전강성 진동절연기의 미소진동 저감성능을 검증하기 위해, X-밴드 안테나의 구동모터의 출력축에 진동절연기를 적용하여 미소진동 측정시험을 수행하였다. 미소진동 측정 시험은 X-밴드 안테나의 방위각 방향에 대한 등속도 구동 조건 및 방위각과 고각 방향으로 동시 회전 구동이 가능한 TPF 구동 조건에서의 미소진동시험을 수행하였으며, 시험으로부터 획득된 측정 데이터를 통해 안테나의 미소진동 수준을 분석하였다. 그 결과, 등속도 구동 조건에서 본 연구에서 제안한 저 회전강성 진동절연기 적용으로 인해 미소진동 저감성능 및 상위 레벨에서 요구하는 X-밴드 안테나의 미소진동 요구조건을 만족함을 확인하였으며, TPF 구동 조건 또한 저 회전강성 진동절연기를 적용할 경우 X-밴드 안테나의 방위각 및 고각 방향 구동에 대한 미소진동 절연에 효과가 있음을 실험적으로 검증하였다.

【참 고 문 헌】

- 1) H. U. Oh, “Variable Damping Semi-passive Vibration Isolation for Enhancing Pointing Performance of On-board Payload” , Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 35, No. 6, 2007, pp.533-538.
- 2) B. Bialke, “Microvibration Disturbance Fundamental for Rotating Mechanism” , in 34th Annual Guidance and Control Conference, 2011.
- 3) C. Liu, X. Jing, D. Steve and F. Li, “Recent Advances in Micro-vibration Isolation” , Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 56-57, 2015, pp.55-80
- 4) G.S. Aglietti, R. S. Langley and S. B. Gabriel, “Model Building and Verification for Active Control of Microvibrations with Probabilistic Assessment of the Effects of Uncertainties” , Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2004, pp.389-399.
- 5) R. Ullio and F. Marta, “Artemis Micro-vibration environment Prediction” , Proceedings of European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, 1999, pp.489-495.
- 6) T. Wacker, L. Weimer, K. Eckert, “GOCE Platform Micro-vibration Verification by Test and Analysis” , Proceedings of European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, 2005, pp. 10-12.
- 7) D. Kamesh, R. Pandiyan and A. Ghosal, “Passive Vibration Isolation of Reaction Wheel Disturbances using a Low Frequency Flexible Space Platform” , Journal of Sound and Vibration, Vol. 331. No. 6, 2012, pp.1310-1130
- 8) X. Guan, G. Y. Wang, D. J. Cao, S. F. Tang, X. Chen, L. Liang and G. T. Zheng, “Experimental Demonstration of 1.5Hz Passive Isolation System for Precision Optical Payloads” , International Conference on Space Optics, Rhodes, Greece, October, 2010.
- 9) D. Poter, C. David and H. John, “Advanced 1.5Hz Passive Viscous Isolation System” , Proceeding of the 35th AIAA SDM Conference, Hilton Head, South

- Carolina, April, 1994.
- 10) J. P. Karl and C. J. Schauwecker, "Use of a Passive Reaction Wheel Jitter Isolation System to Meet the Advanced X-ray Astrophysics Facility Imaging Performance Requirements", *Progress in Biomedical Optics and Imaging*, No. 3356, 1998, pp.1078-1094.
 - 11) G. C. Richard, M. S. Jeanne, D. Alok, L. P. Davis, T. T. Hyde, D. Torey, H. R. Zahidul and T. S. John, "Vibration Isolation and Suppression System for Precision Payloads in Space" *Smart Materials & Structures*, Vol. 8, No. 6, 1999, pp.798-812.
 - 12) H. U. Oh, S. C. Kwon and S. H. Youn, "Characteristics of Spaceborne Cooler Passive Vibration Isolation by using a Compressed Shape Memory Alloy Mesh Washer" , *Smart Materials and Structures*, Vol. 24, No. 1, 2015, pp. 015009
 - 13) S. C. Kwon, S. H. Jeon and H. U. Oh, "Performance Evaluation of Spaceborne Cryocooler Micro-vibration Isolation System Employing Pseudoelastic SMA Mesh Washer" , *Cryogenics*, Vol. 67, 2015, pp.19-27.
 - 14) S. V. Riabzev, A. M. Veprik, H. S. Vilenchik, N. Pundak and E. Castiel, "Vibration-free Stirling Cryocooler for High Definition Microscopy" , *Cryogenics*, Vol. 49, No. 12, pp.707-713.
 - 15) L. Vailon, B. Petitjean, B. Frapard and D. Lebihan, "Active Isolation in Space truss Structures: from Concept to Implementation" , *Smart Material and Structure*, Vol. 8, 1999, pp.781-790.
 - 16) G. W. Neat, J. W. Melody and B. J. Lurie, "Vibration Attenuation Approach for Spaceborne Optical Interferometers" , *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 6, No. 6, 1998, pp.689-700.
 - 17) G. S. Hauge and M. E. Campbell, "Sensors and Control of a Space-based Six-axis Vibration Isolation System" , *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 269, 2004, pp.913-931.
 - 18) A. Preumonta, M. Horodinca, I. Romanescua, B. Marneffea, M. Avraama, A. Deraemaekera, F. Bossensb and A. A. Hanieh, "A Six-axis Single-stage Active Vibration Isolator based on Stewart Platform" , *Journal of Sound*

- and Vibration, Vol. 300, 2007, pp.644-661.
- 19) J. Onoda, T. Endo, H. Tamaoki and N. Watanabe, “Vibration Suppression by Variable-stiffness Members” , AIAA Journal, Vol. 29, No. 6, 1991, pp.997-983.
 - 20) J. Onoda, H. U. Oh and K. Minesugi, “Semiactive Vibration Suppression with Electrorheological-fluid Dampers” , AIAA Journal, Vol. 35, No.12, 1997, pp.1844-1852.
 - 21) H. U. Oh, J. Onoda and K. Minesugi, “Characteristics of a Liquid-crystal Type ER-fluid Variable damper for Semiactive Vibration Suppression” , Journal of Vibration and Acousitcs, Vol. 122, No. 4, 2000, pp.412-419.
 - 22) H. U. Oh, K. Izawa and S. Taniwaki, “Development of Variable-damping Isolator using Bio-metal Fiber for Reaction Wheel Vibration Isolation” , Smart Materials and Structures, Vol. 14, 2005, pp.928-933.
 - 23) H. U. Oh, “A Study on Variable Damping Semi-passive Vibration Isolation for Enhancing Pointing Performance of On-board Payload” , Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 35, No. 6, 2007, pp.533-538.
 - 24) S. G. Lee, J. T. Lee, E. S. Kang and S. S. Yong, “Technical Trends of X-band Antenna for Space Program” , Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 11, No. 2, 2013, pp.81-89.
 - 25) B. P. Kumar, M. Kumar, C. Kumar, V. S. Kumar and V. V. Srinivasan, “Integrated Quadrifilar Helix at C-band for Spacecraft Omni Antenna System” , IEEE Applied Electromagnetics Conference-AEMC, 2011, pp.1-4.
 - 26) J. M. Rathod and Y. P. Kosta, “Development of Conical Horn Feed for Reflector Antenna” , International Journal of Engineering and Technology, Vol. 1, No. 1, 2009, pp.71-74.
 - 27) S. H. Cheong, T. H. Kim, J. M. Jung, S. G. Lee and Y. H. Kim, “Design of 2-axis Gimbal Spaceborne X-band Antenna for High Data Rate Payload Transmission” , Asia-Pacific Microwave Conference Proceedings, 2013, pp. 479-481.

- 28) M. Schmid, S. S. Yong, and S. G. Lee, “Extremely Compact Two-axis X-band Antenna Assembly” , 13th European Space Mechanisms and Tribology Symp. Session 2: Pointing & Development Mechanism, 2013.
- 29) D. K. Kim, K. L. Yong, H. T. Choi and G. Y. Park, “Micro-vibration Test on a Two-axis Gimbal Antenna System with Stepping Motors” , Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 22, No. 11, 2012, pp.1042-1048.
- 30) D. K. Kim and H. T. Choi, “Velocity Optimization Method of X-band Antenna for Jitter Attenuation” , 21th Int. Congress on Sound and Vibration, 2014.
- 31) H. Kozilek, B. Specht, S. S. Yong and S. G. Lee, “ Micro Vibration Improvement of a Stepper Actuated Mechanism” , 15th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, 2013.
- 32) European Cooperation for Space Standardization(ECSS-E-ST-33-01C): Mechanism.

【연구 실적】

<해외 논문>

1. Hyun-Ung Oh, Su-Hyeon Jeon, Tae-Hong Kim, Yong-Hoon Kim, “Experimental Feasibility Study for Micro-jitter Attenuation of Stepper-actuated X-band Antenna-pointing Mechanism by using Pseudoelastic SMA Mesh Washer”, Smart Materials and Structures, Vol. 24, No. 4, 2015
2. Seong-Cheol Kwon, Su-Hyeon Jeon, Hyun-Ung Oh, “Performance Evaluation of Spaceborne Cryocooler Micro-vibration Isolation System Employing Pseudoelastic SMA Mesh Washer”, Cryogenics, Vol. 67, pp.19-27, 2015
3. Hyun-Ung Oh, Su-Hyeon Jeon, Seong-Cheol Kwon, “Structural Design and Analysis of 1U Standardized STEP Cube Lab for On-orbit Verification of Fundamental Space Technologies”, International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing, 2014, Vol. 2, No. 3, pp. 239-244

<국내 논문>

1. 오현웅, 전수현, “열선 절단 방식을 적용한 비폭발식 무충격 구속분리장치 EM의 기능검증”, 한국소음진동공학회논문집, 제 23권 제 5호, pp.401~406, 2013
2. 권성철, 정현모, 하현우, 한성현, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 채봉건, 장수은, 오현웅, 한상혁, 최기혁, “우주기반기술 검증용 극초소형 위성 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계”, 한국항공우주학회지, 제 42권 제 5호, pp.430~436, 2014
3. 권성철, 전수현, 오현웅, “의탄성 형상기억합금 메쉬 와셔가 적용된 수동형 진동 절연기의 수학적 등가모델 도출”, 한국항공우주시스템공학회지, 제 8권 제 3호, pp. 6~13, 2014
4. 전수현, 권성철, 김대관, 오현웅, “SMA 메쉬 와셔 진동 절연기를 적용한 X-밴드 안테나의 미소진동 절연성능 검토”, 한국항공우주학회지, 제 42권 제 11호, pp.988~995, 2014
5. 권성철, 전수현, 오현웅, “SMA 메쉬 와셔를 적용한 우주용 냉각기 수동형 진동절연기의 케도 미소진동 절연성능 검증”, 한국소음진동공학회논문집, 제 25권 제 1호, pp.24~32, 2015
6. 전수현, 이재경, 정세한솔, 이명재, 오현웅, “저 회전강성 진동 절연기에 의한 X-밴드 안테나의 고각방향 미소진동 절연 효과 검증”, 제 25권 제 4호, pp.238~246, 2015

7. **전수현**, 권성철, 김태홍, 김용훈, 오현웅, “블레이드 기어를 적용한 2축 짐발 구동 안테나의 미소진동 절연 성능”, 한국소음진동공학회논문집, 제 25권 제 5호, pp.313-320, 2015
8. 권성철, **전수현**, 전영현, 오현웅, “미소진동 발생원으로부터의 전기에너지 재생 및 진동절연을 위한 복합시스템의 실험적 성능검증”, 한국항공우주학회지, 심사 중
9. **전수현**, 권예하, 권형안, 이용근, 임인옥, 오현웅, “신뢰성 수명예측 도구 Sher lock을 이용한 큐브위성용 임무보드의 고장 메커니즘별 수명예측”, 한국항공우주학회지, 심사 중

<학회 발표>

1. 정현모, 권성철, 이명재, **전수현**, 박태용, 강수진, 차진영, 오현웅, “극초소형위성 TRANSCUBER의 시스템 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회, 무주, 2013
2. 권성철, 정현모, 하현우, 한성현, **전수현**, 이명재, 김영욱, 강수진, 박태용, 차진영, 채봉건, 장수은, 오현웅, “우주기초기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2013 추계학술대회, 경주, 2013
3. 오현웅, 권성철, **전수현**, 윤세현, 정호경, “SMA 메쉬 와셔를 적용한 발사하중 및 미소진동 저감용 수동형 진동절연시스템의 기본특징”, 한국항공우주공학회 2014 춘계학술대회, 원주, 2014
4. **전수현**, 오현웅, 김태홍, 정세한솔, 김용훈, “X-band 안테나의 미소진동 절연시험”, 항공우주시스템공학회 2014 춘계학술대회, 제주도, 2014
5. 권성철, **전수현**, 오현웅, “SMA 메쉬 와셔를 적용한 수동형 진동절연기의 미소진동 절연성능 검증”, 한국소음진동공학회 2014 추계학술대회, 목포, 2014
6. **전수현**, 권성철, 김태홍, 김용훈, 오현웅, “블레이드 기어를 적용한 X-밴드 안테나의 미소진동 절연성능”, 한국소음진동공학회 2014 추계학술대회, 목포, 2014
7. 장수은, **전수현**, 권성철, 이명재, 한성현, 박태용, 장태성, 오현웅, “Payload Level Launch Environment Verification Test of STEP Cube Lab.”, 한국우주과학회 2014 추계학술대회, 제주도, 2014
8. **전수현**, 권성철, 김태홍, 오현웅, “X-밴드 안테나의 미소진동 저감을 위한 SMA 메쉬 와셔의 응용”, 한국소음진동공학회 2015 춘계학술대회, 제주도, 2015
9. 권성철, 전영현, **전수현**, 오현웅, “우주용 냉각기 발생 미소진동의 전기적 에너지로서의 활용 가능성 검토”, 한국소음진동공학회 2015 춘계학술대회, 제주도, 2015
10. Hyun-Ung Oh, **Su-Hyeon Jeon**, Seong-Cheol Kwon, “Structural Design and

- Analysis of 1U Standardized STEP Cube Lab for On-orbit Verification of Fundamental Space Technologies”, 2014 The 3rd International Conference on Fluid Dynamics and Thermodynamics Technologies, Antalya, Turkey, 2014
12. **Su-Hyeon Jeon**, Seong-Cheol Kwon, Sae-Han-Sol Jeong, Meong-Jae Lee, Hyun-Ung Oh, “Demonstration of the Micro-vibration Isolation Performance of the X-band Antenna by Low-rotational-stiffness Isolator”, 2015 The 8th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, Jeju Island, Korea, 2015
 13. Seong-Cheol Kwon, **Su-Hyeon Jeon**, Hyun-Ung Oh, “Smart Adaptive Passive Vibration Isolation System for Launch and On-orbit Vibration Isolation”, 2015 The 8th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, Jeju Island, Korea, 2015
 14. Seong-Cheol Kwon, **Su-Hyeon Jeon**, Yong-Geun Lee, Suk-Joo Kang, Hyun-Ung Oh, “Performance Investigation of Cryocooler Micro-jitter Isolation System Combined with Energy Harvesting Tuned Mass Damper”, 2015 The 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe-Hyogo, Japan, 2015
 15. **Su-Hyeon Jeon**, Su-Eun Jang, Mun-Shin Jo, Hyun-Ung Oh, “New Application of Superelastic SMA Mesh Washer to a RWA Launch and On-orbit Vibration Isolation System”, 2015 The 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe-Hyogo, Japan, 2015

<특 허>

1. 오현웅, 권성철, **전수현**, “발사환경 진동저감 기능을 구비한 우주용 냉각기 미소진동 절연시스템”, 등록(101445500)
2. 오현웅, 권성철, **전수현**, “발사환경 진동저감 기능을 구비한 우주용 냉각기 미소진동 절연시스템”, 국제 출원중(PCT/KR2014/008553)
3. 오현웅, **전수현**, 권성철, “의탄성 형상기억합금 메쉬와셔를 적용한 다축 진동절연 장치”, 출원(10-2014-0058185)
4. 오현웅, **전수현**, 권성철, “진동 저감용 고탄성 고뎀핑 형상기억합금 메쉬와셔 기어”, 출원중
5. 오현웅, 이명재, 정현모, **전수현**, 채봉건, “전방향 구속이 가능한 위성용 열선 절단방식 힌지구동형 무충격 구속분리장치”, 출원(10-2015-0096038)

<수 상>

1. 권성철, 이명재, 전수현, 정현모 “큐브위성용 비폭발식 무충격 구속분리 장치의 실험적 성능검증”, 2012 한국항공우주학회 학부생 논문경진대회 준우수상
2. 정현모, 권성철, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 차진영, 오현웅, “극초소형 위성 TRANSCUBER의 시스템 개념 설계” 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회 우수논문 선정
3. 2013 큐브위성 경연대회 최종 개발팀 선정, 미래창조과학부
4. 전수현, “2013 대학교육역량강화사업 우수 과제 공모전”, 우수상
5. 권성철, 하현우, 정현모, 한성현, 전수현, 강수진, 이명재, 박태용, 차진영, 장수은, 채봉건, “2013 창업 아이디어 공모전”, 우수상
6. 하현우, 박민현, 이승용, 권성철, 정석만, 임현우, 정현모, 전수현, “2013 조선대학교 산학협력선도대학 캡스톤 경진 대회”, 최우수상
7. 이명재, 정현모, 전수현, 채봉건, “제 2회 조선대학교 대학(원)생 발명(특허) 경진대회” 은상
8. 권성철, 전수현, 오현웅, “SMA 메쉬와셔를 적용한 수동형 진동절연기의 미소진동 절연성능 검증”, 한국소음진동공학회 2014 추계학술대회, 우수발표 논문 선정

【감사의 글】

2012년 9월 교수님께서 본 학교에 첫 부임하셨을 때가 엇그제 같은데, 어느덧 교수님 밑에서 많은 가르침을 받은 지 3년이라는 시간이 흘렀습니다. 처음에는 마냥 설렘과 기대로 학부생 때부터 교수님 밑에서 연구실 생활을 시작했는데, 어려운 상황 속에서도 항상 팀원들과의 협력을 강조하며 교수님의 지속적인 관심과 지원, 그리고 학문 및 도덕적인 소양을 갖춘 연구자가 될 수 있도록 열정적인 지도 덕분에 지금까지의 제가 있을 수 있었기에 이렇게 본 학위논문까지 마무리할 수 있었습니다. 누구보다도 노력하신 교수님의 땀과 시간을 생각하면 어떠한 말로 감사를 다 표현할 수 있을지 모르겠지만 진심으로 감사드립니다.

또한, 지난 3년 동안 힘든 시기 속에 불철주야 함께 해준 성철오빠, 명재오빠, 현우오빠, 현모오빠, 태용이, 수진이, 수은이, 봉건이, 성공적인 큐브위성 개발을 위해 끝까지 함께 해준 성용오빠, 성현오빠, 잠시나마 함께 고생했던 진영이, 영현이, 가람이에게도 고마움을 표합니다. 지난 일을 돌이켜보면 참 많은 일들이 있었는데 기쁜 일이든 어려운 일이든 함께 겪고 극복해왔기 때문에 함께 해온 시간들이 평생 잊지 못할 추억이 될 것 같습니다. 앞으로도 이렇게 맺어진 인연을 평생 유지하면서 함께 도움을 줄 수 있는 사이가 되었으면 좋겠습니다. 또한, 뒤늦게 연구실 생활에 합류한 지훈이에게도 응원의 말을 건넵니다.

아울러, 본 석사 논문을 작성할 수 있도록 연구 테마를 제공해주신 광주과학기술원의 김용훈 교수님, 김태홍 박사님, 정진미 팀장님, 극동통신에게 감사의 마음을 전합니다. 또한, X-밴드 안테나 미소진동 시험을 위해 항상 옆에서 조립 및 안테나 구동에 도움을 주었던 정재한솔 오빠, 김재경 오빠에게도 감사의 마음을 표합니다. 지난 1년 반 동안 고성능/저교란력 성능을 갖는 X-밴드 안테나 인증모델 개발에 참여할 수 있게 되어 저에게 너무나 값진 경험이었고, 이를 통해 많은 실적들을 낼 수 있도록 저에게 X-밴드 안테나를 제공해주시고 아낌없이 지원을 해주셔서 진심으로 감사드립니다.

아울러, 석사 학위 논문 심사를 위해 바쁘신 와중에도 귀한 시간을 내주신 우성현 박사님과 김홍배 박사님께 고개 숙여 깊은 감사의 말씀을 드리고 싶습니다.

특히 항상 옆에 붙어서 서로의 연구를 위해 고민하고 지지해준 성철 오빠에게 고마움을 표합니다. 석사 졸업을 기점으로 서로의 길이 엇갈려 앞으로는 함께 못하게 되었지만 마음으로 서로를 응원하면서 각자의 위치에서 최선을 다해 3년 후에는 좋은 결실이 맺어지길 바랍니다. 또한, 석사과정을 마치기까지 6년 동안 믿고 아낌없이 지원해준 가족에게도 감사의 마음을 드립니다. 마지막으로 한정된 지면을 통해 일일이 언급하지 못했지만 그동안 저를 아끼고 사랑해주신 모든 분들께 다시 한 번 감사의 인사를 드립니다.

2015년 12월

전수현