creative commons

COMMONS DEED

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

dCollection

[UCI]I804:24011-200000265027

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2015년 8월

석사학위 논문

발사 진동 저감 기능을 겸비한 우주용 냉각기 미소진동저감용 수동형 진동 절연기에 관한 연구

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

권 성 철

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

발사 진동 저감 기능을 겸비한 우주용 냉각기 미소진동저감용 수동형 진동 절연기에 관한 연구

- A Study on Spaceborne Cryocooler Passive Micro-vibration Isolator with a Launch Vibration Attenuation Capability -

2015년 8월 25일

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

권 성 철

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

발사 진동 저감 기능을 겸비한 우주용 냉각기 미소진동저감용 수동형 진동 절연기에 관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함.

2015년 4월

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

권 성 철

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

권성철의 석사학위논문을 인준함

위원장 항공우주연구원 책임연구원 우 성 현 (인)

위 원 항공우주연구원 책임연구원 윤 세 현 (인)

위 원 조선대학교 교수 오 현 웅 (인)

2015년 5월

조선대학교 대학원

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

목 차

LIST OF FIGURES ····· iii

LIST OF TABLES ····· vi

ABSTRACT ····· vii

제 1 장 서 론 ····· 1

제 2 장 의탄성 형상기억합금 메쉬 와셔를 적용한 수동형 진동절연기 ····· 6

제 1 절 Pulse Tube형 우주용 냉각기 ····· 6

제 2 절 의탄성 형상기억합금 메쉬 와셔 ····· 9

제 3 절 SMA 메쉬와셔 진동절연기 구성 및 작동원리 ····· 13

제 4 절 SMA 메쉬와셔 진동절연기 기본특성시험 ····· 16

1. SMA 메쉬와셔 정하중 시험 ····· 16

2. 진동절연기 조립체 정하중 시험 ····· 19

가. 진동절연기 수준 정하중 시험 ····· 19

나. 진동절연기 조립체 수준 정하중 시험 ····· 23

3. 진동절연기 조립체 자유감쇠 진동시험 ····· 28

4. 수학적 모델링 ····· 33

가. 진동절연기 수학적 모델링 ····· 33

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

나. 진동절연기 조립체 수학적 모델링 38

제 3 장 발사 진동 저감성능 검증시험 43

제 1 절 정현파 진동 시험 48

제 2 절 랜덤 진동 시험 58

제 3 절 충격 시험 61

제 4 장 궤도 미소진동 절연성능 검증시험 64

제 1 절 시험 구성 66

제 2 절 미소진동 절연성능 측정 시험 71

제 3 절 위치 민감도 분석 81

제 5 장 결 론 84

【참고문헌】 86

【연구실적】 89

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Image Quality Degradation due to Micro-vibration Disturbance Sources ····· 5
Fig. 2 Pulse Tube Type Cryocooler[14] ····· 7
Fig. 3 Vibration Output of Pulse-tube and Stirling Type Cryocooler[13] ····· 8
Fig. 4 Production Process for SMA Mesh Washer [18] ····· 12
Fig. 5 Passive Launch and On-orbit Vibration Isolator employing SMA Mesh Washer ····· 14
Fig. 6 Vibration Isolator Assembly combined with Cryocooler ····· 15
Fig. 7 SMA Mesh Washer Static Load Test Configuration ····· 17
Fig. 8 Displacement-Load Relation of SMA Mesh Washer ····· 18
Fig. 9 Compressive Loading Test of Vibration Isolator using SMA Mesh Washer ····· 20
Fig. 10 Displacement-Load Relation of Vibration Isolator ····· 21
Fig. 11 Time-Load Relation of Vibration Isolator ····· 22
Fig. 12 Vibration Isolator Assembly Static Load Test [(a): y-axis, (b): x-axis] ····· 25
Fig. 13 Displacement-Load Relation of Vibration Isolator Assembly in y-axis ····· 26
Fig. 14 Displacement-Load Relation of Vibration Isolator Assembly in x-axis ····· 27
Fig. 15 Vibration Isolator Assembly combined with Dummy Cryocooler ····· 29
Fig. 16 Time Profiles of Excitation Force in Free Vibration Test in y-axis ·· 30
Fig. 17 Frequency Responses in Free Vibration in y-axis ····· 31
Fig. 18 Numerical Equivalent Model of Vibration Isolator ····· 35
Fig. 19 Estimated Variable Values of k_2 and c ····· 36
Fig. 20 Comparison of Measured p_i and Simulated $\overline{p_i}$ ····· 37

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 21 Schematics of Vibration Isolator Assembly combined with Cryocooler ····· 41
Fig. 22 Basic Vibration Transmissibility Curve [17] ····· 42
Fig. 23 Launch Vehicle Flight Scenario [18] ····· 45
Fig. 24 Launch Environment Vibration Test Set-up ····· 46
Fig. 25 Shock Test Set-up ····· 47
Fig. 26 Sine Vibration Test Results ····· 51
Fig. 27 Free Vibration Test Set-up along Each Rotational-axes ····· 52
Fig. 28 Time Profiles of Vibration Isolator Assembly under *z*-axis Rotational Excitation ····· 53
Fig. 29 Frequency Responses of Vibration Isolator Assembly under *z*-axis Rotational Excitation ····· 54
Fig. 30 Time Profiles of Vibration Isolator Assembly under *y*-axis Excitation from Off-set Position along *x*-axis ····· 55
Fig. 31 Frequency Responses of Vibration Isolator Assembly under *y*-axis Excitation from Off-set Position along *x*-axis ····· 56
Fig. 32 Random Vibration Test Results ····· 60
Fig. 33 Shock Test Results ····· 63
Fig. 34 Image Quality Degradation by Micro-vibration [(a): Blurred Image by Micro-vibration, (b): High-Quality Image without Micro-vibration Affection] [22] ····· 65
Fig. 35 Whole Schematic Diagram for the Micro-vibration Measurement Test ····· 67
Fig. 36 Dummy Cryocooler Internal Configuration ····· 68
Fig. 37 Dedicated Linear Actuator for Simulating Micro-vibration of the Spaceborne Cryocooler ····· 69
Fig. 38 Test Set-up for the Micro-vibration Measurement Test [(a): Entire Test Set-up, (b): Close-up View of Vibration Isolator Assembly integrated on the Base Plate] ····· 70

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 39 Rigid Condition by Inserting Blocking Bracket between Displacement Limiter and Shaft Cover ····· 74
Fig. 40 Time Profiles of Cooler Disturbances under Conditions with and without Isolation ····· 75
Fig. 41 Cooler Disturbance Level in Frequency Domain under Conditions with and without Isolation ····· 76
Fig. 42 Maximum Peak Forces at 36Hz under Qualification Temperature Limits ····· 77
Fig. 43 Micro-vibration Measurement Test Set-up at Low Temperature Condition ····· 78
Fig. 44 Shock Test Set-up under 0g Condition ····· 79
Fig. 45 Shock Test Results of Isolator Assembly under 0g Condition ····· 80
Fig. 46 Nominal Position of the Vibration Isolator Assembly ····· 82
Fig. 47 Maximum Peak Force at 36Hz obtained at Various Cryocooler Positions ····· 83

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF TABLES

Table 1 Basic Characteristics and Chemical Composition of the SMA Wire [18] ····· 11
Table 2 Natural Frequency and Damping Ratio of Vibration Isolator Assembly ····· 32
Table 3 Sine Vibration Test Specification in *y*-axis ····· 50
Table 4 Natural Frequency of Vibration Isolator Assembly under Rotational and Translational Excitation ····· 57
Table 5 Random Vibration Test Specification in *y*-axis ····· 59
Table 6 Shock Test Specification in *y*-axis ····· 62

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

ABSTRACT

A Study on Spaceborne Cryocooler Passive Micro-vibration Isolator with a Launch Vibration Attenuation Capability

by Kwon, Seong-Cheol
Advisor : Prof. Oh, Hyun-Ung, Ph. D.
Department of Aerospace Engineering
Graduate School of Chosun University

The line of sight (LOS) jitter on an imaging sensor of the observation satellite is defined as the time varying motion on the focal plane during image acquisition, which is caused by internal and external disturbances acting on the optical payloads. In general, the term of jitter is referred to high frequency random motion of the satellite structure that seriously affect the image quality, and it is regarded as an important factor to determine the quality of the image. This means that, to comply with the strict mission requirement for the acquisition of high-quality images, it should be performed as a principal task to strictly predict the jitter level and verify whether the level of jitter is in compliance with given requirements or not through incorporating numerical and experimental approaches. In case of dissatisfaction with the desired jitter requirement, a particular method or plan should be prepared to attenuate the jitter.

The internal jitter contributors of the satellite are commonly having mechanical moving parts such as reaction wheel (RWA), control moment gyro (CMG) for attitude control, gimbal antenna for transmitting the massive data to the desired ground station, spaceborne cryocooler to cool down the focal

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

plane of an infrared (IR) sensor to low cryogenic temperatures. In case of spaceborne cryocooler, pulse-tube type cryocoolers are widely used on accounts of their various advantages of simplicity, low cost, and high reliability. However such cryocooler also produces undesirable micro-vibration, which is the term generally used in spacecraft community to describe low amplitude vibrations and can introduce jitter problems into an optical payload system. This micro-vibration induced by the spaceborne cooler is the one of main degradation source of the image quality. Therefore, to obtain high quality images, micro-vibration disturbances need to be isolated.

In general, micro-vibration from the cooler can be easily isolated by mounting the cooler on a vibration isolator with low stiffness to attenuate the vibration transmitted to the satellite structure. Better isolation performance can be obtained by placing the eigen frequency of the isolation system lower than the cooler operation frequency as much as possible. However, the structural safety of the cooler supported by an isolator with weak stiffness cannot be guaranteed under the much more severe vibration condition in launch environments. If the cooler assembly supported by a low-stiffness isolator is rigidly fixed by a holding-and-release mechanism during launch and released in orbit, the above problem can be easily solved. However, this approach increases the system complexity, lower the reliability, and propagate the mass of the total system. In addition, if some problem occurred in activating holding-and-release mechanism on-orbit, the micro-vibration cannot be isolated anymore.

In this study, we proposed a spaceborne cryocooler micro-vibration isolator employing a pseudoelastic shape memory alloy (SMA) mesh washer, which guarantees vibration isolation performance in a severe launch vibration environments without applying an additional holding-and-release mechanism while effectively isolating the micro-vibrations from the cooler on-orbit. To investigate the basic characteristics of the isolator, we performed static tests at

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

the isolator level and vibration isolator assembly level combined with the cryocooler. The dynamic characteristics at the cooler assembly level were also investigated through free vibration tests. Based on the results of basic characteristic tests at isolator level and geometry of the isolator, we proposed a simple equivalent mathematical model of the isolator where the stiffness and damping mainly vary according to the compressive displacements of the SMA mesh washer. In addition, based on the static and dynamic tests at vibration isolator assembly level, mathematical model of the vibration isolator assembly was proposed and used to predict the micro-vibration isolation capability. The effectiveness of the isolator design in launch and on-orbit micro-vibration environments was demonstrated through launch vibration tests and micro-vibration measurement tests.

Key Word : Spaceborne Cryocooler, Micro-vibration, Launch Environment, Shape Memory Alloy(SMA) Mesh Washer, Vibration Isolator

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 장 서 론

위성의 자세제어용 액츄에이터인 플라이 휠, 안테나의 기계적 구동이 가능한 짐벌식 안테나, 위성의 자세정보 획득을 위한 기계식 자이로, 임무장비의 극저온 유지를 위한 냉각기, 태양전지판의 태양추적 구동기 등과 같이 기계적 회전 또는 병진 가동부를 갖는 탑재장비는 목적하는 기능을 구현함과 동시에 미소진동을 수반한다. 이러한 진동발생원으로부터의 진동외란은 그 크기가 극히 미소함에도 불구하고 Fig. 1 과 같이 정밀 지향성능이 요구되는 고 해상도 관측위성의 영상품질을 저하시키는 주요 원인으로 작용한다[1]. 고해상도 관측위성의 임무요구조건 충족을 위해서는 진동 발생원으로부터의 미소진동이 주요 임무 탑재장비에 전달되지 않도록 진동절연기를 적용하는 방법 또는 저진동 탑재장비를 개발하는 방법 등 추가적인 기술적 노력들이 요구된다.

궤도상 미소진동 절연을 구현하기 위한 진동절연기를 적용하는 방식으로는 위성임무에 요구되는 신뢰도 및 시스템의 안정화 요구조건을 만족하기 위해 주로 수동형 절연방식[2-8]이 일반적으로 적용되고 있다. 그 대표적인 예로서, Karl et al. [2]은 가시광선이나 적외선에 비해 X-ray라는 파장이 매우 짧은 광선을 집속하는 임무장비의 고해상도 요구조건을 충족하기 위하여 리액션 휠로부터 발생하는 미소진동에 대해 수동형 진동절연기를 배치함으로써 전체 구동주파수 대역에서 2.8배 이상의 진동절연효과가 있음을 보고하고 있다. Poter et al. [3]이 제안한 2개의 스프링과 점성감쇠 요소로 이루어진 3요소 진동절연기는 스프링과 점성감쇠만의 2요소로 구성된 절연기에 비해 모멘텀 휠 진동절연에 효과적임을 보고하고 있다. Kim et al. [4]은 수동형 동조질량 진동흡수기를 적용함으로서 극저온 냉각기와 같이 궤도 운용 시 일정 주파수의 하모닉을 발생하는 탑재장비의 진동저감에 효율적임을 실험을 통해 입증하였다. Richard et al. [5]은 중적외선(Mid-wavelength Infrared) 탑재체의 지향성능 향상을 목적으로 6각형태의(Hexapod) 저강성 지지구조를 형성하는 수동형 진동절연기를 제안하였으며, 냉각기의 복수 하모닉 성분(55, 110, 165Hz)을 대상으로 20dB이상의 진동절연 효과가 있음을 입증하였다. Veprik et al. [6]은 75Hz의 단일주파수의 하모닉을 발생하는 우주용 냉각기를 대상으로 수동형 동조질량흡수기를 적용함으로써 100배 이상의 진동절연효과가 있음을 실험을 통해 입증하였다. Riabzev et al. [7]은 극저온 냉각이 요구되는 관측장비와 냉각기의 콜드팁 사이에 스프링의 횡방향 저강성 특성을 활용한 3자유도의 수동형 진동절연기를 배치함으로써 150Hz를 기점으로 하는 진동절연 효과를 실험적으로

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

입증하였다. Kamesh et al. [8]은 플랙셔 형태의 수동형 진동절연기를 제시하였으며, 플렉셔의 두께 및 굽힘횟수에 따른 고유진동수를 제시하여 우주용 냉각기를 포함한 궤도 미소진동발생원의 주 가진 주파수와의 주파수 분리를 위한 진동절연기로서 적용 가능함을 수치해석을 통해 입증하였다.

상기의 예와 같이 궤도상 미소진동 절연을 구현하기 위해서는 진동절연기 지지구조를 비교적 저강성 탄성 지지구조로 형성함으로써 목적하고자하는 미소진동 절연성능 확보에는 적합한 반면, 극한 진동환경인 발사하중에서 저강성 탄성 지지된 미소진동발생원 및 진동절연기의 구조건전성 확보에는 어려움이 존재하여 저강성 지지구조의 진동절연기와 함께 별도의 발사구속장치로 보호되는 이중구조가 요구된다. 반면, 별도의 발사구속장치 적용 시 구조건전성 확보에는 용이하나 시스템의 복잡화 및 신뢰도 측면에서 단점이 존재하며 시스템 전체의 무게증가, 발사구속장치 작동 시 수반되는 충격에 의한 임무장비 손상의 위험성, 분리장치의 구속해제 실패 시 궤도상 미소진동절연이 불가한 단점 또한 존재한다.

상기의 단점을 극복하기 위하여 Oh et al. [9]은 우주용 냉각기를 대상으로 별도의 발사구속장치 없이 진동환경이 서로 상이한 발사 및 궤도환경에 동시 적용 가능한 수동형 진동절연기를 제안하였으며, 인증시험규격의 발사환경 진동시험과 미소진동 측정시험을 통해 진동절연기의 유효성을 검증하였다. 하지만 궤도 미소진동 절연을 위해 적용된 코일스프링이 발사환경에서는 아무런 진동감쇠 역할을 하지 못하는 단점이 존재하여, 비록 최대 가속도응답이 냉각기의 설계하중을 초과하진 않았으나 정현파 진동시험에서의 저감 성능을 보장할 수 없었다. 이는 곧 진동절연기와 결합된 임무장비의 설계 요구조건이 높을 경우, 구조건전성 확보에 어려움이 존재 할 가능성으로 존재하였다.

본 연구에서는 우주용 냉각기 진동절연을 목적으로 추가적인 발사구속장치의 적용 없이도 발사환경과 궤도환경이라는 상이한 진동환경에 동시 적용 가능하며, 상기 Oh et al. [9]이 제안한 진동절연기의 발사환경에서의 진동저감 성능 향상이 가능한 의탄성 또는 초탄성 거동을 특징으로 하는 형상기억합금(Shape Memory Alloy, SMA) 메쉬와셔에[10] 주목하였다. 형상기억합금의 의탄성/초탄성 거동이란 높은 온도(Austenite Start Temperature, A_s 이상)에서 하중이 가해지면 오스테나이트 상으로부터 역쌍정 마르텐사이트로의 변태가 일어나며, 이러한 변태는 소성 변형 없이 10%이상의 큰 변형을 보이다 하중 제하 시 잔류 응력 없이 원래의 형상으로 복원하는 특징을 의미한다. 이때 하중-변위 선도가 비선형적 이력곡선(Nonlinear Hysterisis Curve)특성을 보이는

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

데 이러한 이력곡선의 내부 면적은 SMA 자체의 에너지 흡수 능력을 의미하고 이 면적이 클수록 절연 특성이 뛰어남을 의미한다. 따라서 형상기억합금의 의탄성 거동은 에너지 감쇠를 목적으로 절연계로의 응용이 주로 이루어진다[10-12].

본 연구에서는 의탄성 형상기억합금을 적용한 수동형 진동절연기의 기본특성을 파악하기 위해 SMA 메쉬와셔 자체 및 진동절연기 수준에서의 압축 정하중 시험을 실시하였으며, 상기 정하중시험 결과 및 진동절연기의 형상을 기초로 두 개의 스프링 요소와 점성 감쇠요소로 구성되며, 압축변위에 따라 강성과 점성 감쇠가 가변되는 수학적 등가모델을 제안하였다. 종래까지 보고된 형상기억합금을 활용한 메쉬 와셔 절연계의 연구에서는[10-12] 수학적 모델링이 제시되지 않고 실험결과에 기인한 결과 및 분석만을 제시하고 있으며, SMA 메쉬 와셔의 변형과정에서 내부 메쉬 와셔간의 마찰요소로 인한 에너지 소산으로 진동절연성능이 보장됨을 보고하고 있다. 그러나 본 연구에서 제안한 3요소의 수학적 등가모델 및 추정 파라미터가 SMA 메쉬와셔를 적용한 실제 진동절연기의 거동특성을 근사적으로 모사 가능함으로써 본 연구에서 적용한 SMA 메쉬와셔는 인가 압축변위에 따라 강성과 점성 감쇠요소가 지배적으로 작용함을 입증하였다. 아울러 냉각기와 결합된 진동절연기 조립체 수준에서 정하중 시험 및 자유감쇠진동시험을 실시하였으며, 작용하중의 크기에 따라 주파수 및 감쇠비가 가변되어 발사환경에 상응하는 영역에서는 높은 감쇠비로 발사 진동 저감에 효율적이며, 궤도 미소진동 영역에서는 강성이 감소되어 진동절연기 조립체의 저강성 탄성지지구조를 형성함으로써 냉각기 주 가진 주파수와의 주파수 분리를 통한 궤도 미소진동 절연성능 보장이 가능함을 입증하였다. 끝으로, 본 연구에서 제안한 SMA 메쉬와셔 진동절연기의 발사 및 궤도 미소진동 절연성능을 검증하기 위해 인증시험 수준에서의 정현파 진동, 랜덤진동, 충격시험 및 미소진동 측정시험을 실시하였다. 미소진동 측정시험의 경우 별도의 미소진동 측정 장치 및 실제 우주용 냉각기의 미소진동을 모사하기 위해 설계된 더미 냉각기를 적용하였다. 상기의 실험 결과로부터, 본 연구에서 제안한 SMA 메쉬와셔 진동절연기는 설계가 의도한대로 별도의 발사구속장치 없이도 진동환경이 상이한 발사 진동감쇠 및 궤도 미소진동절연에 동시 적용 가능함을 입증하였다.

본 논문의 구성으로 1장에서는 SMA 메쉬와셔 진동절연기의 제안 배경을 설명하였다.

제 2장에서는 본 연구에서 제안한 SMA 메쉬와셔 진동절연기의 구성과 작동원리를 소개하고, 진동절연기 수준과 진동절연기 조립체 수준에서의 기본특성시험을 실시하여 서로 상이한 발사 및 궤도 미소진동 환경에 동시 적용 가능함을 입증하였다. 아울러

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

상기의 기본특성시험 결과를 기초로 진동절연기의 수학적 등가모델을 제안하여 인가 변위에 따라 가변 강성 및 점성 감쇠요소로 구성되어있음을 입증하였다. 또한, 진동절연기 조립체의 수학적 모델을 제안하고 이로부터 궤도 미소진동절연성능을 예측하였다.

제 3장에서는 발사 진동 환경에 대한 소개와, SMA 메쉬와셔 진동절연기의 정현파 진동, 랜덤 진동, 충격 시험 결과를 서술하였다.

제 4장에서는 궤도 미소진동 환경에 대한 소개와 미소진동 측정시험을 위해 별도로 제작된 미소진동 측정 시스템을 소개하였으며, 이를 활용하여 실시한 미소진동 절연성능 측정시험 결과를 서술하였다. 또한, 축 정렬 불량, 조립 공차 등에 의한 위치 민감도를 분석하였다.

제 5장에서는 결론, 참고문헌 및 연구실적을 정리하였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

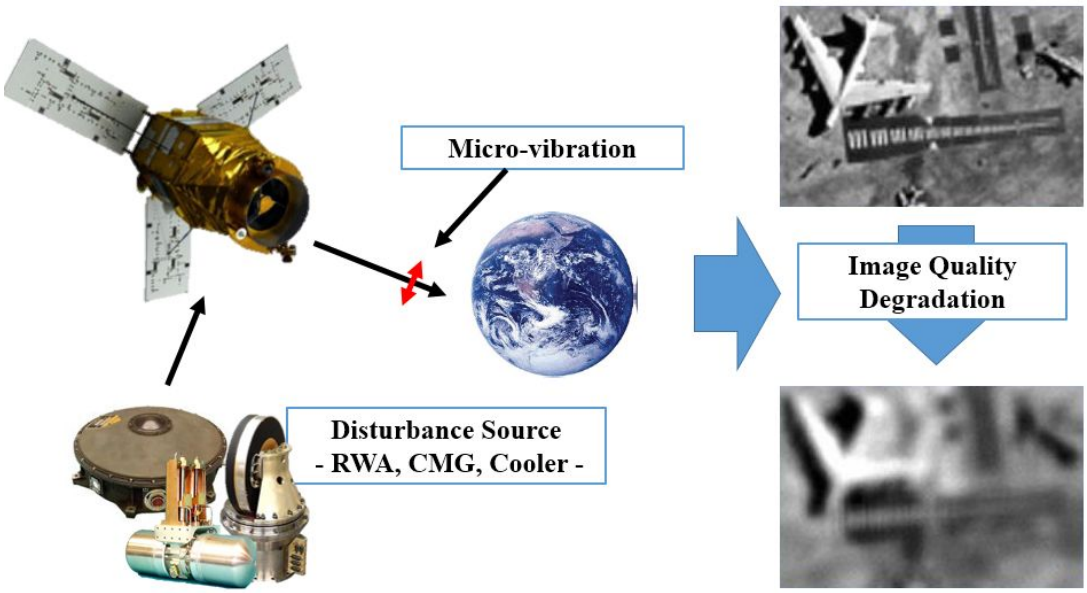


Fig. 1 Image Quality Degradation due to Micro-vibration Disturbance Sources

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 장 의탄성 형상기억합금 메쉬 와셔를 적용한 수동형 진동절연기

제 1 절 Pulse Tube형 우주용 냉각기

SMA 메쉬 와셔가 적용된 수동형 진동절연기의 적용대상으로 Fig. 2의 Pulse Tube형 냉각기를 선정하였다. Pulse Tube형 냉각기는 주요 임무장비의 극저온 냉각을 위한 헬륨가스가 통과하는 트랜스퍼라인(Transfer Line), 극저온 구현이 요구되는 임무장비와 연결되는 냉촉(Cold Finger)으로 구성된다. Pulse Tube형 냉각기는 저비용, 메커니즘의 단순성 그리고 고 신뢰도등의 장점을 갖으며, Fig. 3과 같이 Stirling형 냉각기와는 달리 기구적 구동부가 없기 때문에 임무장비의 냉각을 위한 궤도 운용 시 저 진동 구현이 가능하여 관측지향 성능이 요구되는 위성에서 널리 적용되고 있다[13-14].

우주용 냉각기의 경우 일반적으로 신뢰도 만족을 위하여 비상모드를 제외하고는 상시 운용되며, 일반적으로 특정방향에 단일 특정 주파수로 구동되는 특성을 갖는다. 본 연구에서 적용한 냉각기의 제원으로 무게는 3.8kg, 구동 주파수 36Hz에서의 최대 외란력은 1.5N이다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

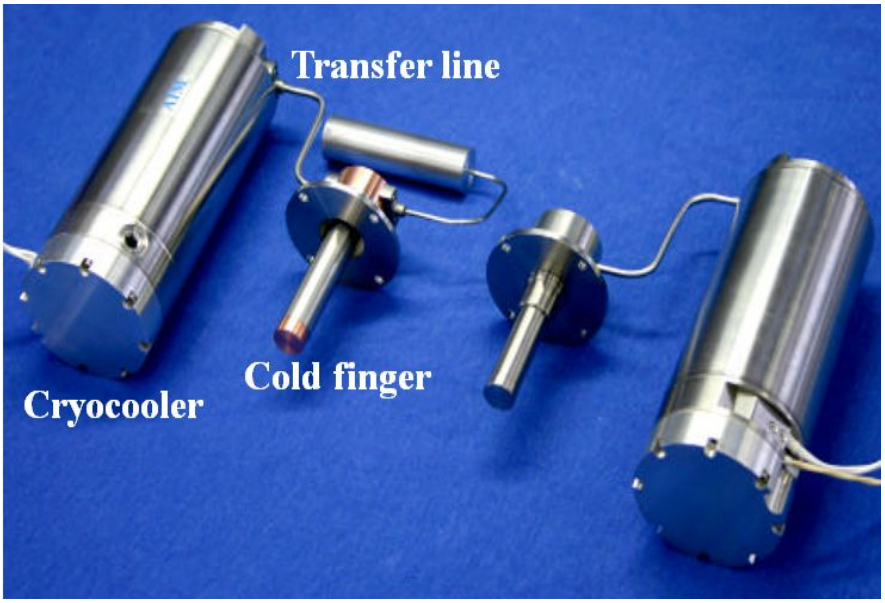


Fig. 2 Pulse Tube Type Cryocooler [13]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

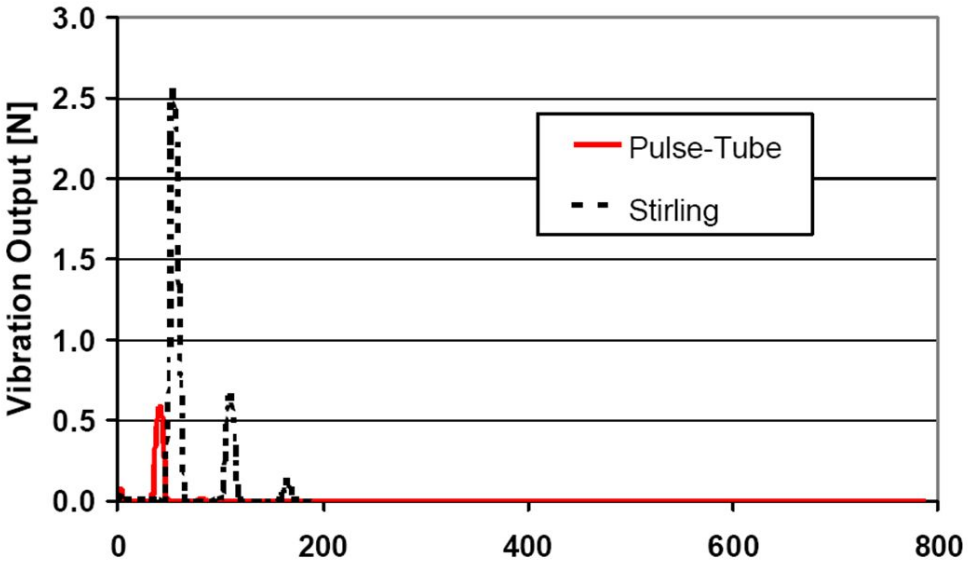


Fig. 3 Vibration Output of Pulse-tube and Stirling Type Cryocooler [14]

조선대학교 CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 의탄성 형상기억합금 메쉬 와셔

형상기억합금(Shape Memory Alloy, SMA)은 일반적인 금속이나 합금에서는 찾아볼 수 없는 형상기억효과(Shape Memory Effect)와 초탄성(Superelasticity)/의탄성(Pseudoelasticity) 거동을 보인다. Cu-Zn 합금과 Ni-Ti 합금에서 형상기억 효과가 발견된 이후로 지능형 또는 기능성 재료로써의 사용가능성 때문에 많은 주목을 받아왔으며, 우주항공, 도시, 기계, 의료분야 등에서 크게 상용화되어 이용되고 있다[15].

형상기억효과는 낮은 온도(Martensite Start Temperature, M_s)에서 하중이 가해지면 쌍정(Twinned) 마르텐사이트로부터 역쌍정(Detwinned) 마르텐사이트로의 변태가 일어나며, 오스테나이트 종료 온도(Austenite Finish Temperature, A_f)이상으로 가열함으로써 원상으로 회복되는 특징을 갖는다. 이때, 가열도중 잔류 변형을 구속하면 큰 복원응력(Recovery Stress)을 유발한다.

형상기억합금의 초탄성/의탄성 거동이란 A_s(Austenite Start Temperature)이상 온도에서 하중이 가해지면 오스테나이트 상으로부터 역쌍정 마르텐사이트로의 변태가 일어나며, 이러한 변태는 소성 변형 없이 10%이상의 큰 변형을 보이다 하중 제하 시 잔류응력 없이 원래의 형상으로 복원하는 특징을 갖는다. 이때 하중-변위 선도가 비선형적 이력곡선(Nonlinear Hysteresis Curve)특성을 보이는데, 이러한 이력곡선의 내부 면적은 SMA자체의 에너지 흡수 능력을 의미하고 이 면적이 클수록 절연 특성이 뛰어남을 의미한다. 따라서 형상기억합금의 의탄성 거동은 에너지 감쇠를 목적으로 절연계로의 응용이 주로 이루어진다. 그 대표적인 예로서, Youn et al. [10]은 파이로 충격 절연을 위해 형상기억합금 소재의 의탄성 효과를 이용한 형상기억합금 메쉬 와셔 절연계를 고안하였으며, 정하중 시험 및 충격시험, 랜덤진동시험을 수행하여 그 성능을 입증하였다. Jeong et al. [11]은 SMA 와이어 엑츄에이터를 활용한 가변 주파수 절연계를 고안하였으며, 인가 변위에 따라 강성이 변하는 SMA 메쉬 와셔를 절연소재로 적용함으로써 단분리, 페어링 분리 등의 충격환경에서는 절연계의 고유주파수를 100Hz 이내로 낮추어 충격 절연 성능을 확보하고, 발사환경에서는 절연계의 고유주파수를 100Hz이상으로 높여 저주파 진동의 증폭을 피할 수 있음을 실험적으로 입증하였다. Yan et al. [12]은 형상기억합금 와이어를 메쉬 형태로 가공하여 절연계를 제작, 하중 선도의 비선형적인 이력 특성을 실험적으로 제시하여 절연 가능성을 확인하였고, 랜덤 진동시험을 통해 저주파 영역에서의 절연 성능이 뛰어남을 입증하였다.

Figure 4는 의탄성 SMA 메쉬 와셔의 제작 공정 및 형상을 나타내며, 연속적인 와이

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

어를 이용하여 편조(Knit)된 와이어 메쉬를 기 제작된 금형을 이용, 압착 공정을 통해서 제작된 와셔 형태의 절연계로 내부의 50~70%가 빈 공간으로 이루어지게 된다. 본 연구에서는 형상기억합금의 의탄성 효과를 이용하기 위해 A_f(Austenite Finish Temperature)가 상온과 비슷한 NDC(Nitinol Devices & Components)사의 SE508 와이어 소재가 사용되었으며 Table 1에 NDC사에서 제시한 기본 성분 조성표를 나타내었다.

본 연구에서 적용한 SMA 메쉬 와셔의 외경, 내경, 높이는 각각 16mm, 8mm, 5mm이며, 선행연구 [10]에서 적용된 SMA 메쉬 와셔 보다 밀도비가 50% 작은 것을 적용하였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 1 Basic Characteristics and Chemical Composition of the SMA Wire [18]

	A_f(°C)	Wire Dia. (mm)	Composition			
			Nickel	Titanium	Oxygen (max)	Carbon (max)
SE508	5~18	0.20	55.8%	Balance	0.05%	0.02%

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

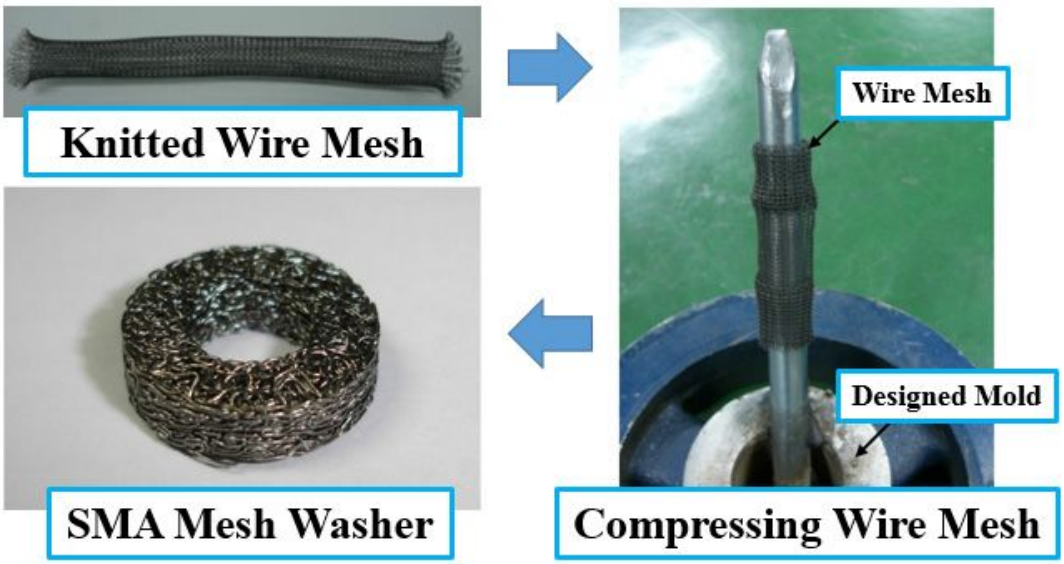


Fig. 4 Production Process for SMA Mesh Washer [18]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 수동형 진동절연기 구성 및 작동원리

Figure 5와 6은 각각 본 연구에서 제안한 SMA 메쉬 와셔를 적용한 수동형 진동절연기 및 냉각기와 결합된 진동절연기 조립체의 형상을 나타내며, 발사구속장치의 적용 없이도 진동환경이 상이한 발사 진동과 궤도 미소진동 저감에 동시적용 가능하며, 이를 구현하기 위해 의탄성(Pseudoelasticity) 특성을 갖는 SMA 메쉬 와셔를 적용하였다.

Figure 5의 SMA 메쉬 와셔가 적용된 수동형 진동절연기의 무게는 94.6g이며, 냉각기를 연결하는 고정축과 이를 감싸는 델린 소재의 고정축 커버, 트랜스퍼라인을 허용 변위인 ±3mm 이내로의 유지를 위한 델린 소재의 변위구속블록, 발사하중에서의 댐핑 특성 부가를 위한 SMA 메쉬 와셔, 발사 환경에서의 냉각기 고정축 운동 시 메쉬 와셔의 압축을 유발하여 진동에너지 소산을 부여하는 스틸 와이어로 구성된다.

Figure 6은 진동절연기 조립체의 형상을 나타내며, 4개의 수동형 진동절연기와 우주용 냉각기, 극저온 냉각을 위해 헬륨가스가 통과하는 트랜스퍼라인, 극저온 냉각 시 발생하는 냉각기의 열 수송을 위한 히트파이프로 구성된다. 냉각기에 적용된 진동절연기는 발사환경에서 냉각기의 모멘트 발생에 따른 트랜스퍼라인의 손상을 방지하기 위하여 냉각기의 동일 중심면상에 45° 각도로 배치되어 변위구속블록과의 조합으로 추가적인 발사구속장치 없이도 발사환경에서의 구조건전성 확보가 가능한 장점이 있다. 궤도 0g 환경에서는 발사하중에 의해 큰 변형이 유발된 SMA 메쉬 와셔가 의탄성 거동으로 소성변형 없이 초기형상으로 복원함에 따라 냉각기가 공칭 위치(Nominal Position)로 이동함으로써 스틸 와이어의 장력이 이완되고, 이와 동시에 냉각기에 구비된 트랜스퍼라인과 히트파이프로부터 냉각기가 저강성 탄성 지지되도록 하여 냉각기 운용 시 발생하는 주 가진 주파수와의 충분한 주파수 분리로 미소진동 절연성능을 구현 하고자 한다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

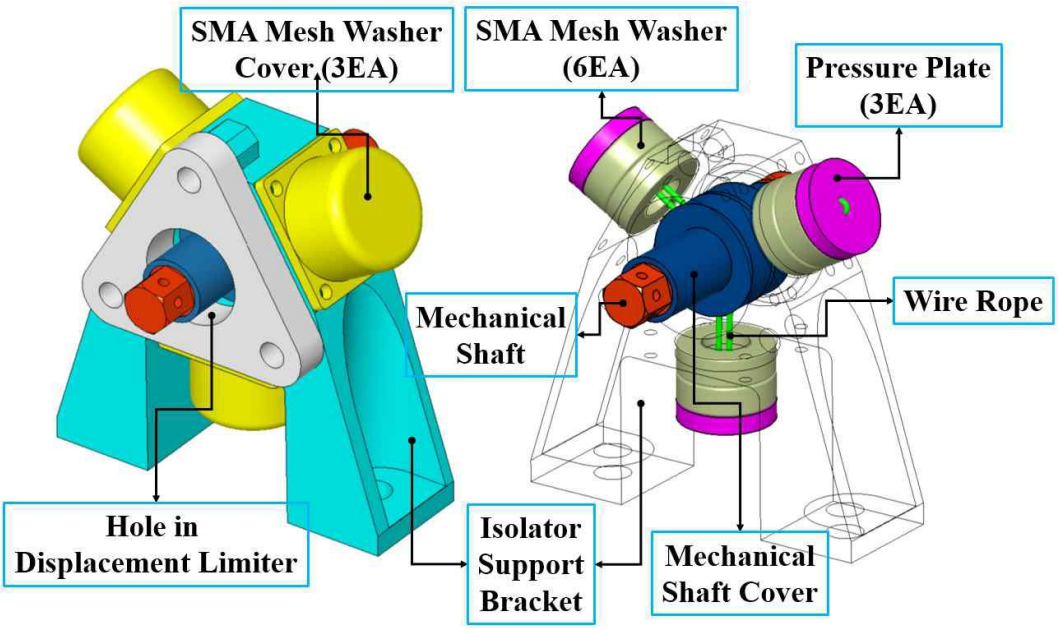


Fig. 5 Passive Launch and On-orbit Vibration Isolator employing SMA Mesh Washer

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

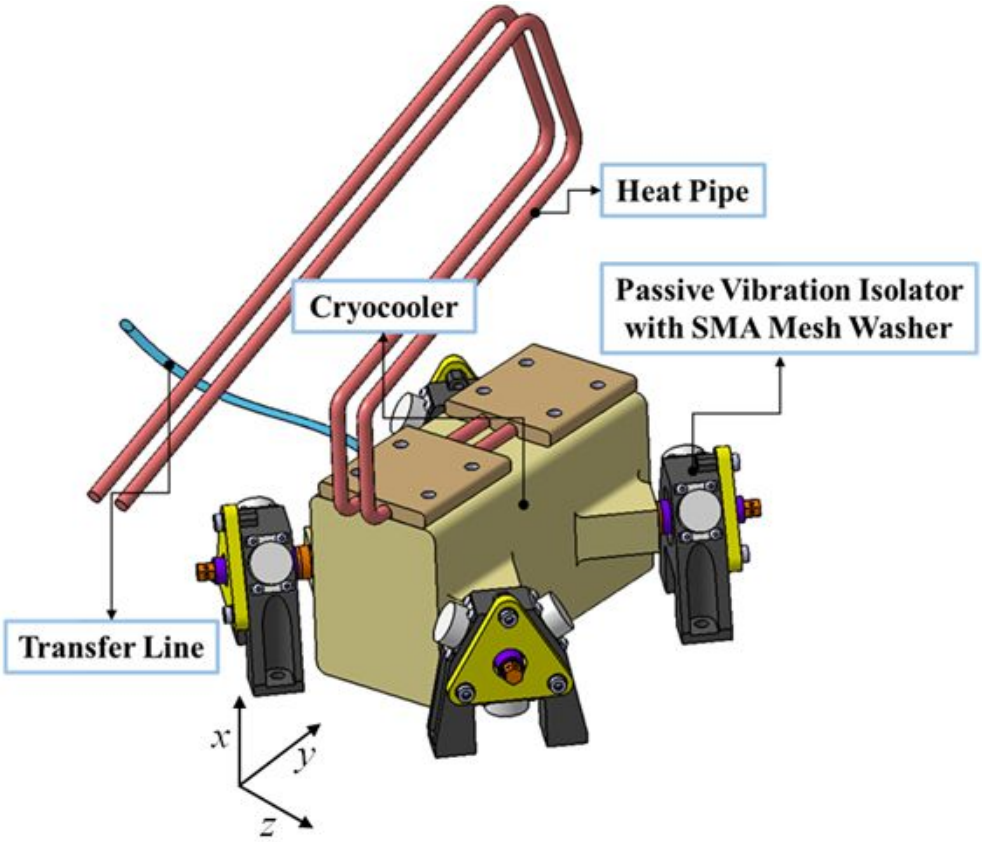


Fig. 6 Vibration Isolator Assembly combined with Cryocooler

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 절 SMA 메쉬와셔 진동절연기 기본특성시험

1. SMA 메쉬와셔 정하중 시험

Figure 7은 본 연구에서 발사하중 및 궤도 미소진동 저감을 목적으로 적용한 의탄성 SMA 메쉬 와셔의 기본특성을 파악하기 위해 수행한 정하중 시험 형상을 나타내며, 이를 위해 INSTRON® 재료시험기(MTS, Material Testing System) 810 유압 시험 장비를 사용하였다. 시험 시 변위 제어 방법을 적용하여 0.5mm 압축변위를 가한 후 하중을 제거하고, 압축 변위를 증가하면서 2.5mm까지 하중 부하/제하를 반복 실시하였다. Figure 8은 1개의 SMA 메쉬 와셔를 대상으로 수행한 압축 정하중시험으로부터 획득된 압축 변위(d)-하중(p) 선도를 나타낸다. 초기 압축을 받을 때 에는 국부 와이어의 변형에 의해 와이어 사이의 공간이 채워지면서 작은 하중으로도 변형이 발생하지만 공간이 어느 정도 채워진 후에는 대부분의 와이어에 응력이 작용하여 추가적인 변형을 위해 더 큰 하중이 요구된다. 또한, 변위가 커짐에 따라 작용되는 압축하중은 비선형적으로 증가하고 있는 현상이 명확히 나타나고 있으며, 2.5mm의 큰 압축변위에서도 소성변형 없이 원래의 형상으로 완전히 복원하는 특징을 나타내었다. 또 하나의 중요한 특징으로, 하중 부하/제하 시에 이력 하중 곡선의 특징인데 이는 SMA 와이어 소재 자체의 상변화 현상이 유발되는 의탄성 효과에 의한 에너지 소산이 주도적으로 발생하기 때문이며, 이력 하중 곡선의 내부 면적이 클수록 에너지 소산능력이 뛰어남을 의미하고, 이는 절연계로서 뛰어난 절연능력을 보유함을 의미한다.

상기의 결과로부터, 본 연구에 적용된 SMA 메쉬 와셔는 의탄성 거동에 의한 뛰어난 에너지 소산효과로 발사환경에서 유발하는 큰 진동에너지를 효과적으로 소산 가능하고, 발사하중에 의해 큰 변형이 유발하더라도 형상기억합금의 의탄성 거동에 의해 궤도 0g 환경에서 소성변형 없이 초기형상으로 복원할 수 있음을 유추할 수 있다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

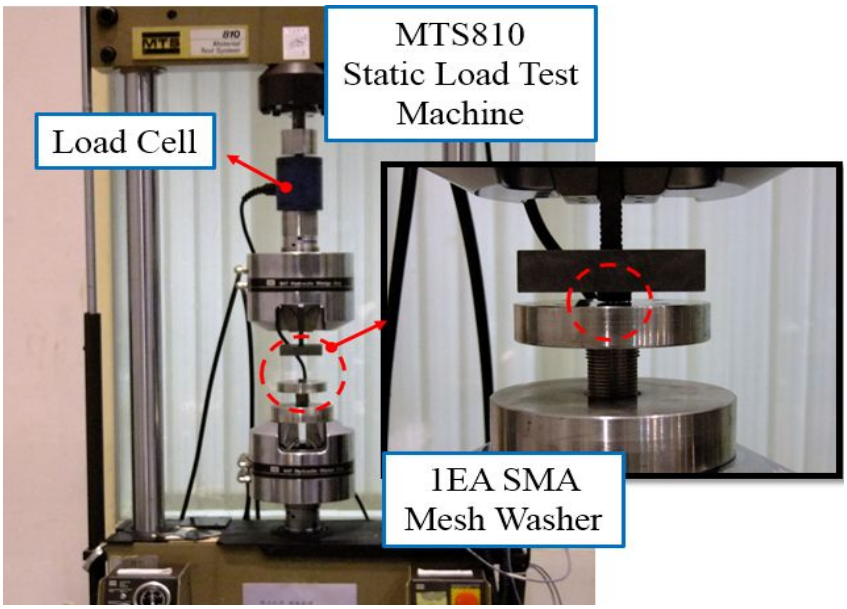


Fig. 7 SMA Mesh Washer Static Load Test Configuration

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

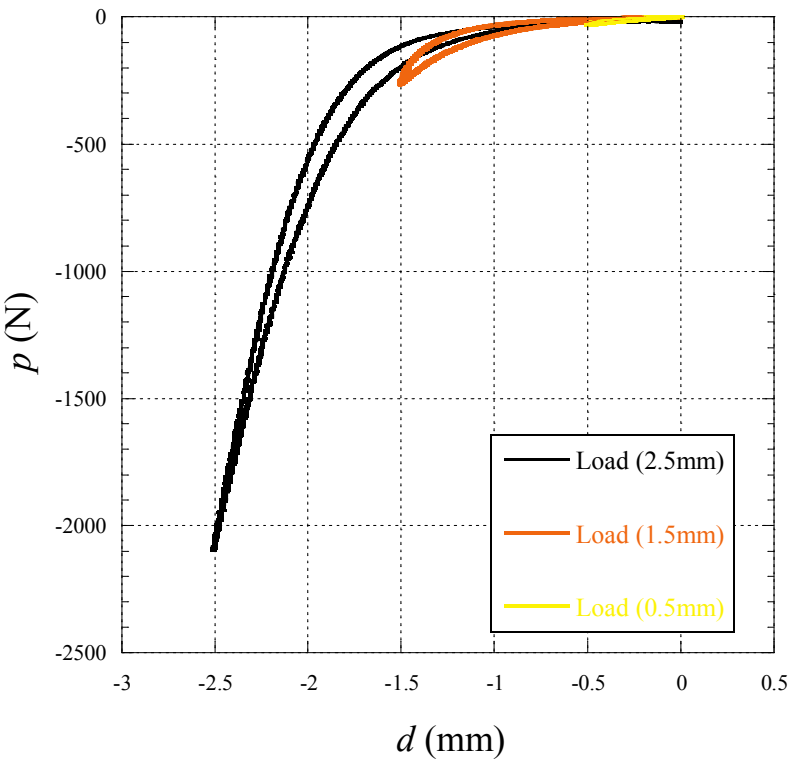


Fig. 8 Displacement-Load Relation of SMA Mesh Washer

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. 진동절연기 조립체 정하중 시험

가. 진동절연기 수준 정하중 시험

Figure 9는 2개의 SMA 메쉬 와셔를 적용한 진동절연기 더미모델의 압축 정하중시험 형상을 나타낸다. 정하중 시험 시 1mm의 압축변위 인가 후 일정시간동안 압축변위를 유지하고, 다시 1mm의 변위를 추가 인가하는 방식으로 진행하였다. Figure 10과 11은 각각 SMA 메쉬 와셔 진동절연기의 정하중시험으로부터 획득된 변위(d)-하중(p) 선도 및 시간(t)-하중(p) 선도를 나타낸다. 변위-하중선도의 압축변위가 증가함에 따라 기울기가 비선형적으로 증가함을 알 수 있고, 시간-하중 선도로부터 인가변위 중단 후 작용하중이 지수 함수적으로 감소함을 알 수 있다. 이는 진동절연기의 점성 감쇠요소를 파악하는데 중요한 지표로 활용되며, 다음 절에서 보다 상세히 다루고자 한다. 상기의 시험 결과로부터 고찰해 볼 때, 압축변위가 증가할수록 진동절연기의 강성치가 증가하는 원인으로는 상기의 SMA 메쉬와셔 정하중시험으로부터 유추할 수 있듯이 초기 압축을 받을 때에는 메쉬와셔 자체의 국부 와이어 변형에 의해 와이어 사이의 공간이 채워지면서 작은 하중으로도 변형이 발생하지만 공간이 어느 정도 채워진 후에는 대부분의 와이어에 응력이 작용하여 추가적인 변형을 위해 더 큰 하중이 발생하였기 때문이다. 또한 인가변위 중단시점에서의 작용하중 감소 경향은 와셔자체의 점성 감쇠요소에 의한 특성으로, 압축변위가 증가할수록 작용하중의 감소비가 증가하고 있으며 이는 점성 감쇠요소 역시 인가 변위에 따라 가변함을 의미한다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

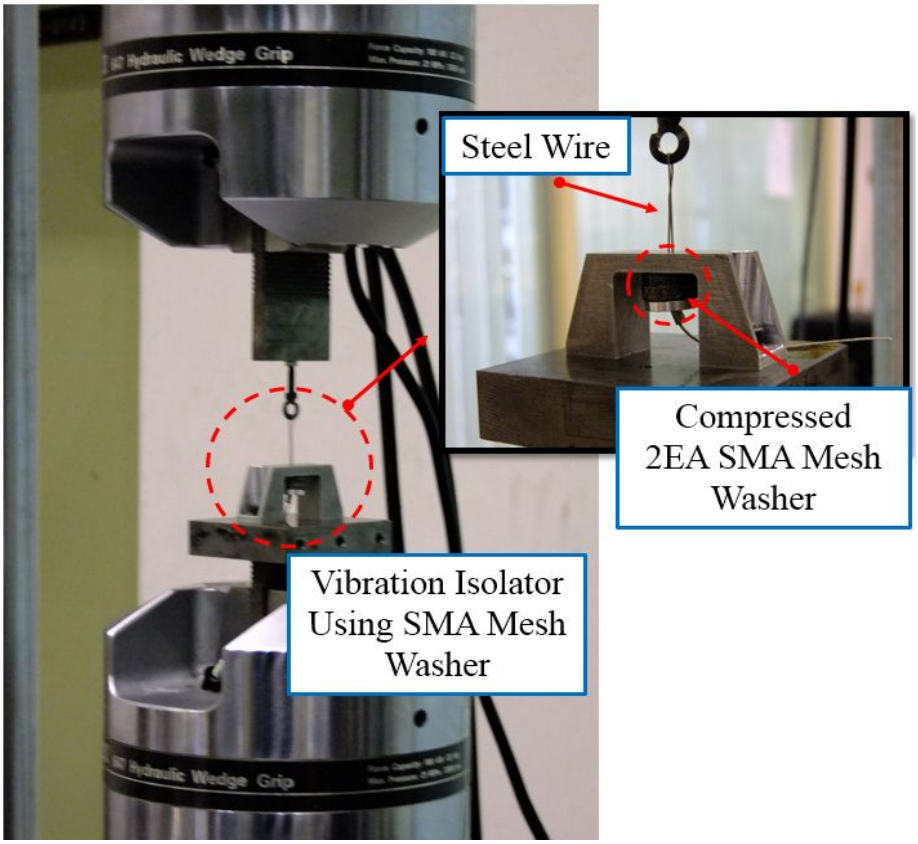


Fig. 9 Compressive Loading Test of Vibration Isolator using SMA Mesh Washer

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

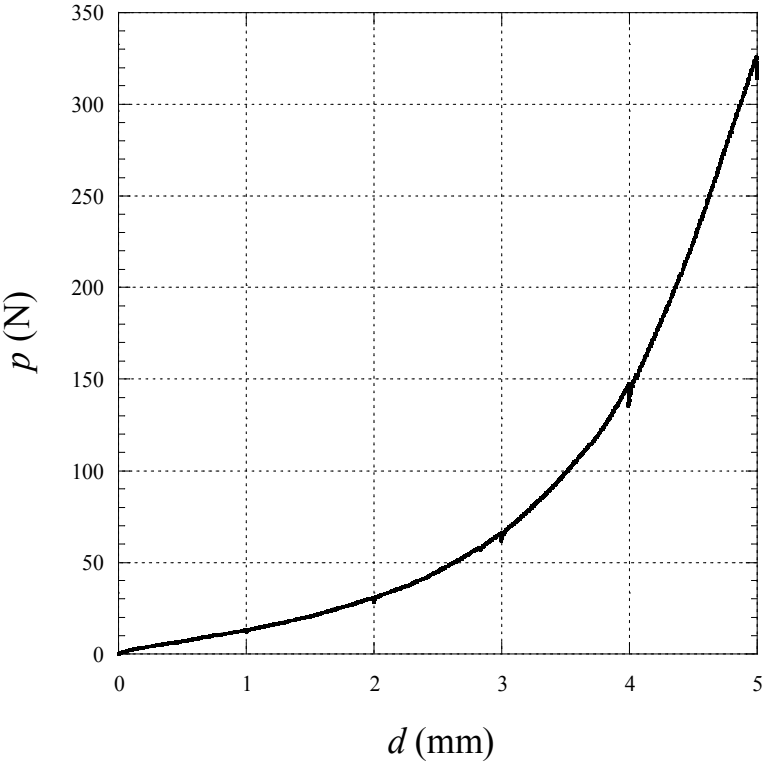


Fig. 10 Displacement-Load Relation of Vibration Isolator

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

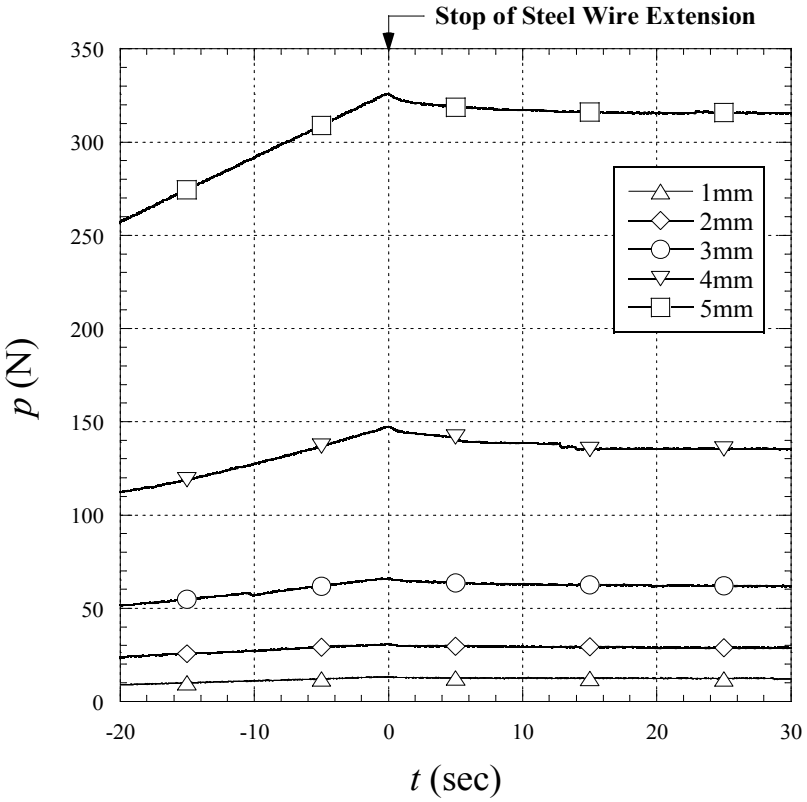


Fig. 11 Time-Load Relation of Vibration Isolator

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

나. 진동절연기 조립체 수준 정하중 시험

Figure 12는 더미 냉각기와 결합된 진동절연기 조립체의 기본특성을 파악하기 위해 수행한 정하중 시험 형상을 나타내며, REGER 재료시험기(MTS, Material Testing System) 유압 시험 장비를 사용하였다. Figure 12 (a), (b)는 각각 궤도상 주 가진 방향인 길이방향(y-axis) 및 축방향(x-axis) 으로 결합된 진동절연기 조립체의 시험 형상을 나타낸다. 시험 시 변위 제어 방법을 적용하여 진동절연기 조립체의 공칭위치를 기준으로 설계가 의도한 허용범위인 ±3mm 범위에서 압축/인장을 3회 반복 실시하였다.

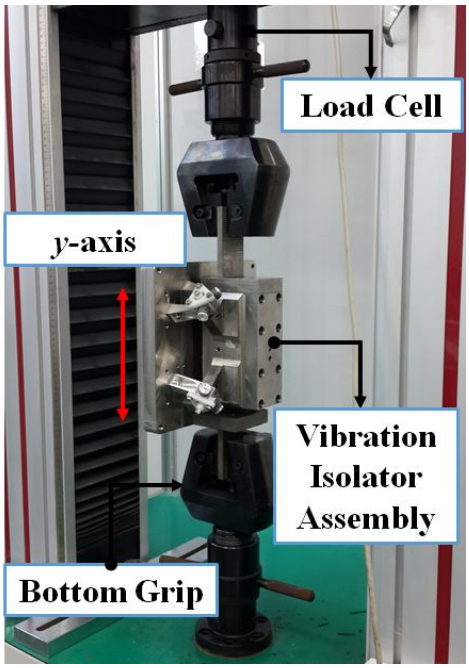
Figure 13은 길이방향으로(y-axis) 결합된 진동절연기 조립체의 정하중시험으로부터 획득된 변위(d)-하중(p) 결과를 나타낸다. 실제 우주용 냉각기의 경우 길이방향으로(y-axis) 기계적 구동을 수행함에 따라 해당 축에서 주 가진력을 유발하며, 위성 영상품질에 가장 큰 영향을 초래한다. 따라서 냉각기의 길이방향이 본 연구에서 제안한 진동절연기의 주 절연 대상 축으로 고려되었다. 상기의 시험 결과로부터, 인가 변위가 증가할수록 진동절연기 조립체의 강성치가 지수 함수적으로 증가하고 있으며, 압축-인장에 따라 큰 폭의 히스테리시스 곡선을 나타내고 있다. 이는 전술한 바와 같이 진동절연기에 적용된 SMA 메쉬와셔에 의한 의탄성 거동특성으로부터 유발된 현상이며, 큰 폭의 히스테리시스 특성은 큰 댐핑에 의한 발사환경에서의 뛰어난 진동 저감이 가능함을 의미한다. 또한, 진동절연기 조립체의 공칭위치(0mm)를 기준으로 좌우측에서 나타나는 비선형 특성이 대칭을 이루고 있으며 이는 진동절연기 조립체의 조립정렬이 잘 이루어졌음을 의미하고, 압축 및 인장하중이 각각의 진동절연기에 균형적으로 인가되었음을 의미한다. 초기 ±1mm 범위 내에서는 스틸와이어의 장력 이완범위 포함 및 진동절연기 내부의 SMA 메쉬 와셔 국부 와이어의 변형에 의해 와이어 사이의 공간이 채워지면서 작은 하중으로도 변형이 발생하며, 해당 구간의 기울기로부터 산출된 강성치는 약 12.08N/mm로, 냉각기의 무게 및 상기의 강성치로부터 산출된 진동절연기 조립체의 고유진동수는 약 8.97Hz이다. 또한, 인가변위가 증가함에 따라 작용하는 하중이 비선형적으로 증가하는 경향이 명확히 나타나고 있으며, ±2.5mm 이상 범위에서의 강성치는 약 80.54N/mm로 냉각기 무게로부터 산출된 고유진동수는 약 23.2Hz이다. 이는 상대적으로 큰 변위가 유발하는 발사환경에서 진동절연기 조립체의 1차 고유진동수가 될 것으로 판단된다. 또 하나의 중요한 특징으로, 압축/인장 시에 이력 하중 곡선의 특징인데 이는 SMA 와이어 소재 자체의 상변화 현상이 유발되는 의탄성 효과에 의한 에너지 소산이 주도적으로 발생하기 때문이며, ±3mm의 큰 압축변위에서도 소성변형 없이 원래의 형상으로 완전

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

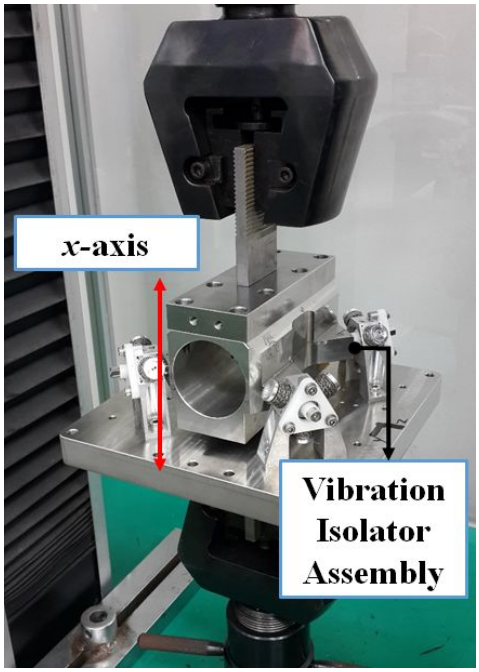
히 복원하는 특징을 나타내었다. 상기의 결과로부터, 본 연구에서 제안한 수동형 진동절연기는 인가변위에 따른 가변 강성 및 SMA 메쉬 와셔의 의탄성 효과에 의한 에너지 소산효과로 상대적으로 진동하중이 큰 발사하중 조건에서는 고 댐핑 특성으로 발사환경에서의 큰 진동레벨을 효과적으로 감쇠 가능함을 유추할 수 있다. 진동이 감쇠되어 냉각기의 궤도 운용 시 발생하는 미소진동레벨에 해당하는 가속도 영역에서는 진동절연기의 강성이 감소하여 진동절연기 조립체의 고유진동수가 저주파 영역으로 가변함으로써 우주용 냉각기의 궤도 운용 시 발생하는 주 가진 주파수 36Hz와의 충분한 주파수 분리가 가능하여 미소진동 절연에 유효할 것으로 추정한다. 아울러, 발사하중에 의해 큰 변형이 발생하더라도 형상기억합금의 의탄성 거동에 의해 궤도 0g 환경에서 소성변형 없이 초기 형상으로 복원함으로써 설계가 의도한 진동절연기 조립체의 공칭위치로의 복원이 가능하여 최적의 성능구현이 가능함을 유추할 수 있다. 상기의 인가 변위에 따라 강성치가 변하는 특성을 고찰해볼 때, 본 연구에서 제안한 수동형 진동절연기는 Oh et al. [16]이 제안한 Rubber-type 수동형 진동절연기와 유사한 비선형적 거동특성을 보이고 있으나, 저강성 영역의 보장범위가 넓고, 해당 영역에서의 강성치가 더욱 작기 때문에 냉각기의 주 가진 주파수로부터 보다 이격된 위치로 주파수 분리가 가능하고, 조립 공차로부터 발생할 수 있는 민감도의 최소화가 가능하다.

Figure 14는 축 방향으로(x-axis) 결합된 진동절연기 조립체의 정하중시험으로부터 획득된 변위(d)-하중(p) 결과를 나타낸다. Figure 6의 진동절연기 조립체와 결합된 트랜스퍼라인을 허용변위인 각 축 방향 ±3mm 이내로의 유지를 위해 진동절연기가 설계되었음에도 상기 Fig. 14의 결과에서는 ±1.6mm 범위에서 비선형 특성이 발생하고 있다. 이는 각각의 진동절연기에 적용된 스틸와이어의 장력이 정확하게 일치하지 않아 진동절연기 조립체의 축정렬에 오차가 발생하였고, 이에 따라 냉각기와 진동절연기를 연결하는 고정축이 설계가 의도한 범위에 미치지 못한 영역에서 구속블록과의 간섭이 발생하였기 때문이다. 또한 공칭위치를 기준으로 Fig. 13의 냉각기 길이방향 정하중시험 결과와 다르게 비선형 특성이 비대칭적으로 나타나고 있으며, 이는 120° 간격으로 배치된 스틸와이어에 작용하는 장력조건을 고려해 볼 때, 축 방향(x-axis), 즉 중력방향으로 하중 작용 시 2개의 스틸와이어가 작용하고 인장방향으로 하중 작용 시 1개의 스틸와이어가 작용하는 현상에 기인한 결과이다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 12 Vibration Isolator Assembly Static Load Test [(a): *y*-axis, (b): *x*-axis]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

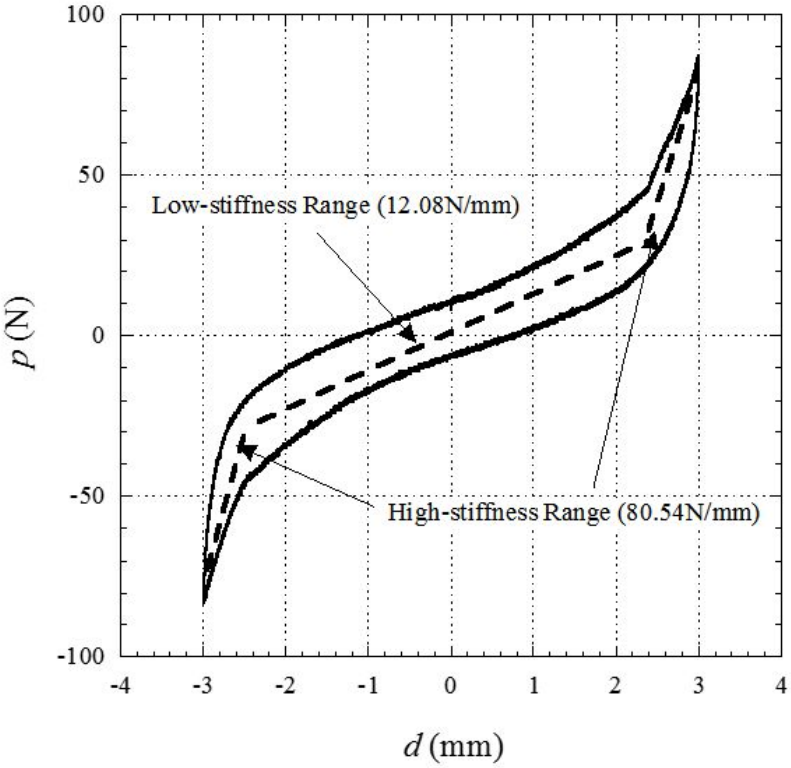


Fig. 13 Displacement-Load Relation of Vibration Isolator Assembly in y-axis

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

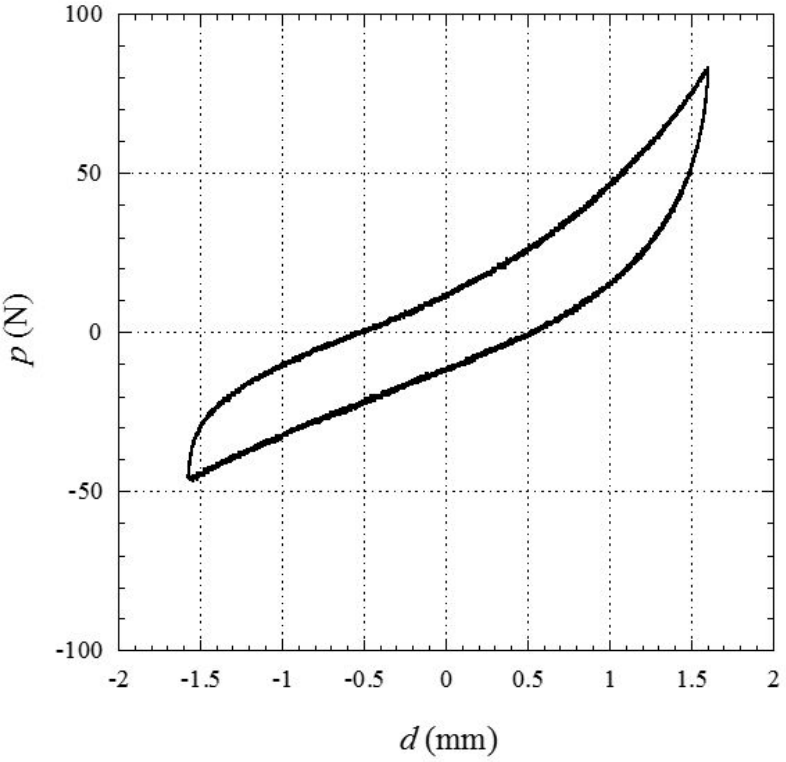


Fig. 14 Displacement-Load Relation of Vibration Isolator Assembly in *x*-axis

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

3. 진동절연기 조립체 자유감쇠 진동시험

Figure 15는 냉각기와 결합된 진동절연기 조립체의 자유감쇠 진동시험 구성을 나타내며, Figs. 16과 17은 각각 1g환경에서 주 가진 축(y-axis)에 3mm의 최대 가용변위를 인가 후 자유감쇠 진동 하에서 측정된 시간(t)-힘(N) 응답특성 및 이에 대한 주파수 응답을 나타낸다. 여기에서 3mm는 Fig. 5의 진동절연기 설계 시 고려된 최대 가용 변위로서 발사환경에서 유발하는 최대 변위에 상응한다. Table 2는 상기의 자유감쇠진동시험 결과로부터 획득된 각 축 방향에 대한 주파수응답 및 감쇠비(Damping Ratio)를 종합한 결과를 나타낸다. 여기에서 감쇠비는 다음의 대수 감소율(Logarithmic Decrement)로부터 산출되며,

$$\delta = \ln \frac{x(t)}{x(t+T)} \tag{1}$$

T는 진동 주기를 나타내고, $x(t)$는 t초에서의 진폭을 나타낸다. 이 식을 감쇠비 ζ 로 나타내면,

$$\zeta = \frac{\delta}{\sqrt{4\pi^2 + \delta^2}} \tag{2}$$

로 정리된다. 이식은 대수 감소율 값으로 감쇠비를 결정하는 식이며, Fig. 16의 결과로부터 산출 가능하다.

상기의 시험결과를 종합해 볼 때, 인가 변위에 따른 강성 및 댐핑이 증가하는 SMA 메쉬 와셔에 의한 거동특성으로 극한 진동레벨의 발사환경 영역에서는 상대적으로 고유진동수 및 감쇠비가 높은 수치를 나타내며, 큰 감쇠비는 발사환경에서의 큰 진동레벨을 효과적으로 감쇠 가능함을 의미한다. 진동이 감쇠되어 냉각기의 궤도 운용 시 발생하는 미소진동레벨에 해당하는 가속도영역에서는 감쇠비가 0.41에서 0.26으로 감소하였으며, 1g 조건에 의한 37.24N의 냉각기 자중이 작용하였음에도 불구하고, 약 8.7Hz의 저주파 응답특성이 지배적으로 나타나고 있다. 이는 Fig. 13의 진동절연기 조립체 정하중시험으로부터 획득된 저강성 범위에서의 고유진동수 약 8.97Hz와 거의 일치하는 수치이다. 상기의 결과로부터, 냉각기의 궤도 운용 시 발생하는 주 가진 주파수 36Hz와의 충분한 주파수 분리가 가능하여 미소진동 절연에 유효할 것으로 추정된다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

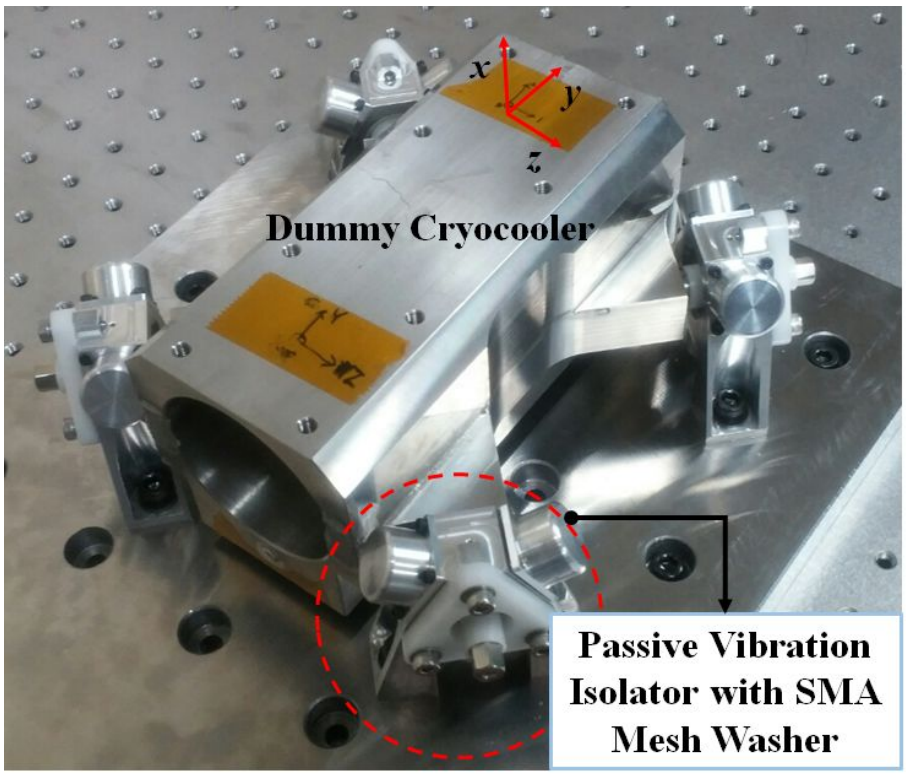


Fig. 15 Vibration Isolator Assembly combined with Dummy Cryocooler

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

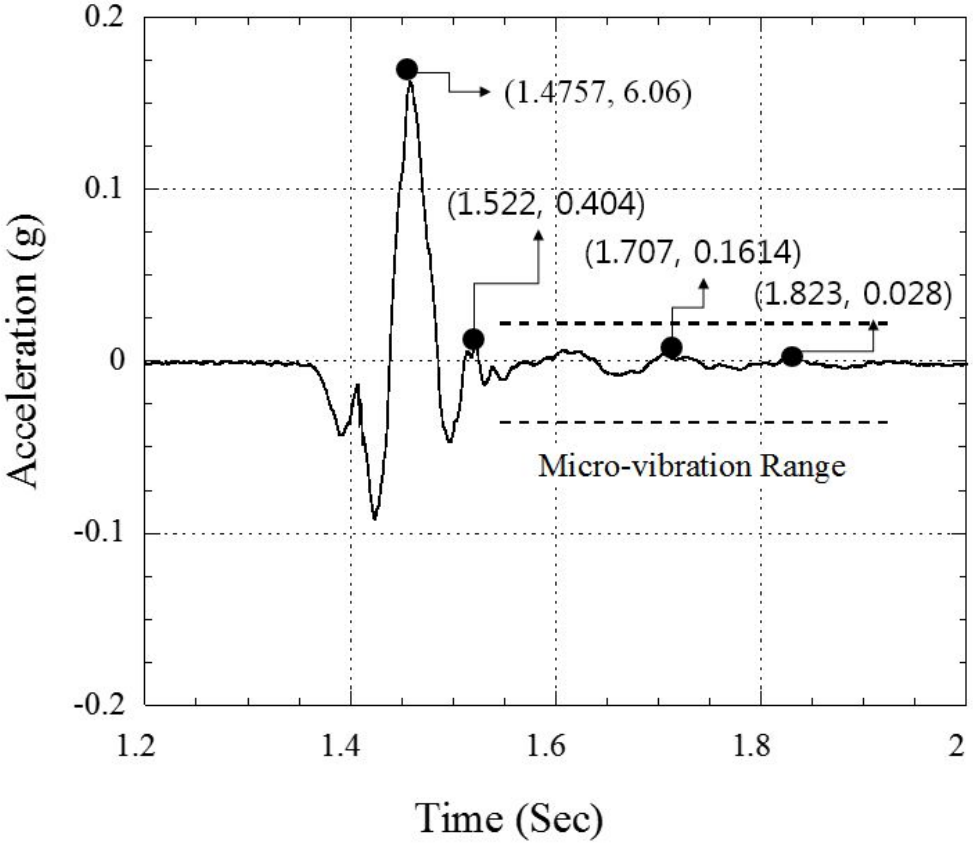


Fig. 16 Time Profiles of Excitation Force in Free Vibration Test in y-axis

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

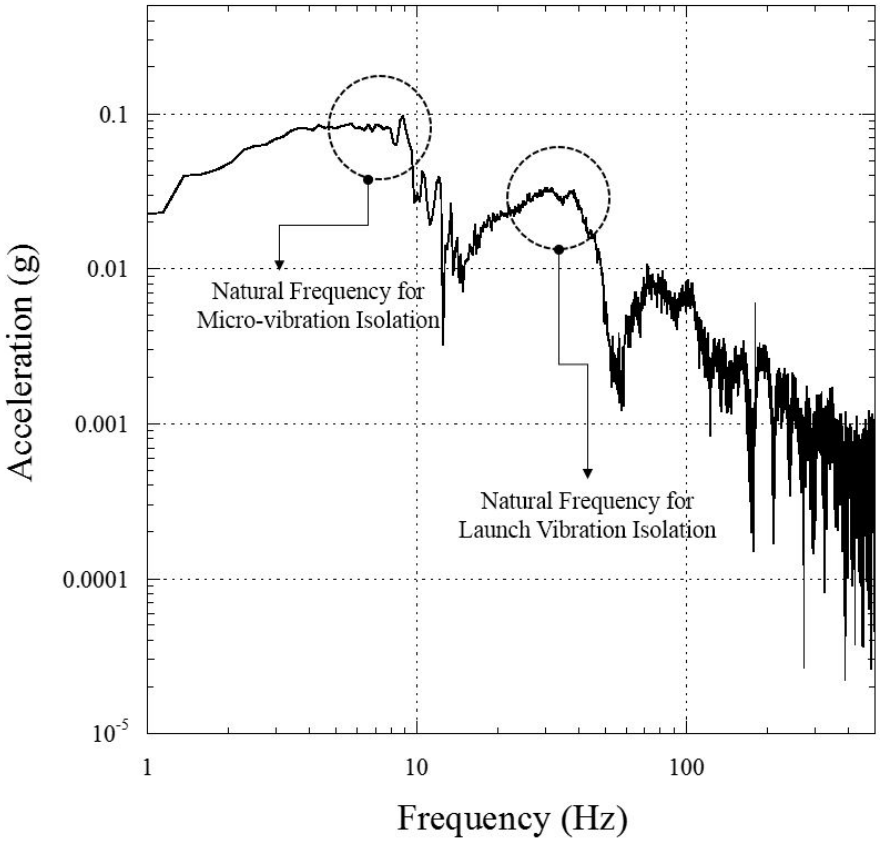


Fig. 17 Frequency Responses in Free Vibration in y-axis

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2 Natural Frequency and Damping Ratio of Vibration Isolator Assembly

Vibration Environment	Natural Frequency (Hz)			Damping Ratio (ζ)		
	x	y	z	x	y	z
Launch	22	24.4	26	0.43	0.41	0.44
On-orbit	13	8.7	16.5	0.34	0.26	0.33

조선대학교 CHOSUN UNIVERSITY

4. 수학적 모델링

가. 진동절연기 수학적 모델링

상기 진동절연기 수준의 정하중시험 결과 및 진동절연기 구조형상을 기초로 Fig. 18과 같이 SMA 메쉬 와셔가 적용된 수동형 진동절연기의 수학적 등가모델을 도출하였다. 등가모델은 두 개의 스프링 요소와 점성 감쇠요소로 구성되며, 스프링요소 k_1 및 k_2는 각각 스틸 와이어와 SMA 메쉬 와셔의 축 방향 강성을 나타내고, 점성 감쇠요소 c는 절연기의 감쇠계수를 나타낸다. 수학적 등가모델에 반영된 k_2와 c는 압축변위에 따라 가변 되는 특징이 있으며, 이로부터 Youn et al. [10]이 보고한 SMA 메쉬 와셔의 주요 구성이 마찰요소가 지배적인 것과 달리, 인가 압축변위에 따른 가변 강성과 점성 감쇠요소로 구성되어 있음을 입증하였다.

수학적 등가모델에 사용된 각각의 강성치는 Fig. 10의 변위-하중 선도로부터 도출되었으며, k_1은 스틸와이어의 강성 측정치에 근거하고, k_2는 각각의 압축변위에 따른 기울기 $k_1k_2/(k_1+k_2)$로부터 산출되었다. 또한, Fig. 10의 각 변위에 따른 기울기가 비선형적 경향을 나타내고 있으나 해석의 용이성을 위하여 k_2의 값은 각각의 압축변위에 따라 선형으로 가정하였다. 점성 감쇠요소 c는 Fig. 11의 인가변위를 중단하는 시점에서 작용하중이 지수 함수적으로 감소하는 경향으로부터 유추되어 수학적 등가모델에 반영되었다.

수학적 모델에 적용된 가변 점성 감쇠요소는 Fig. 11의 실험결과와 실험데이터를 활용한 시뮬레이션결과와의 곡선접합(Curve Fitting)을 통해 산출되었으며, Fig. 18의 수학적 등가모델로부터 하중 관계식을 나타내면,

$$p = c\dot{e} + k_2 e \tag{3}$$

여기에서, e는 점성 감쇠요소의 변위, p는 진동절연기에 인가된 하중을 나타내며, 점성 감쇠요소의 변위 e는,

$$e = d - \frac{p}{k_1} \tag{4}$$

조선대학교 CHOSUN UNIVERSITY

여기에서, d는 진동절연기에 인가된 변위를 나타내고, 식 (3)과 (4)를 조합하면,

$$\dot{p} = -(k_1 + k_2)\frac{p}{c} + k_1\dot{d} + \frac{k_1 k_2 d}{c} \tag{5}$$

로 정리된다. 점성 감쇠요소 c는 다음의 평가지표가 최소가 되도록 하여 도출된다.

$$J(c) = \sum_{i=1}^{n_T} \int_{t=0}^{\tau_i} (\overline{p_i} - p_i)^2 dt \tag{6}$$

여기에서, n_T와 τ_i는 각각 실험데이터의 개수와 적분시간을 나타낸다. $\overline{p}$는 정하중시험으로부터 획득된 변위 d와, Fig. 10의 변위-하중선도로부터 산출된 k_1, k_2값에 기인하여 식(5)로부터 수치 적분된 하중 값이며, p_i는 실제 정하중 시험으로부터 획득된 값에 근거한다.

Figure 19는 상기 식으로부터, 스틸와이어의 강성 측정치 $k_1 = 460N/mm$일 때 산출된 k_2와 c의 값을 나타내며, SMA 메쉬 와셔의 압축 변위에 따라 크게 가변 되는 특징을 나타낸다.

Figure 20은 상기 식(5)와 Fig. 19의 산출된 파라미터로부터 계산된 $\overline{p_i}$의 적합성을 입증하기 위해 실제 측정치인 p_i와 비교한 것으로 3mm와 5mm의 압축변위가 인가되었을 때의 결과를 비교하였다. 해석 시 각각의 변위 영역에서 k_2의 비선형적 경향이 고려되지 않아 곡선접합의 일부구간에서 다소 불일치구간이 존재하나, 본 연구에서 제안한 수학적 모델이 실제 SMA 메쉬 와셔가 적용된 진동절연기의 특성을 근사적으로 추정하고 있음을 알 수 있다. 상기의 결과로부터 종합해 볼 때, 본 연구에서 제안한 수학적 등가모델 및 추정된 파라미터는 SMA 메쉬 와셔를 적용한 진동절연기의 거동현상을 나타냄에 있어 유효함을 입증하였으며, 가변 강성과 댐핑으로 구성된 SMA 메쉬 와셔의 특성을 정량적으로 제시함으로써 향후 후속연구에서의 참고지표로 활용 가능하다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

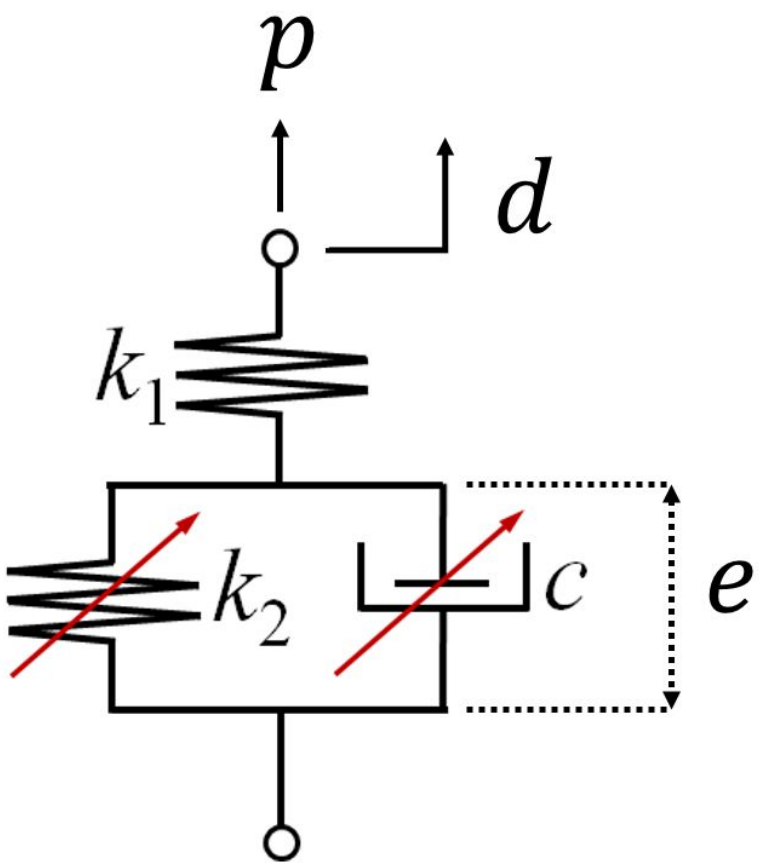


Fig. 18 Numerical Equivalent Model of Vibration Isolator

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

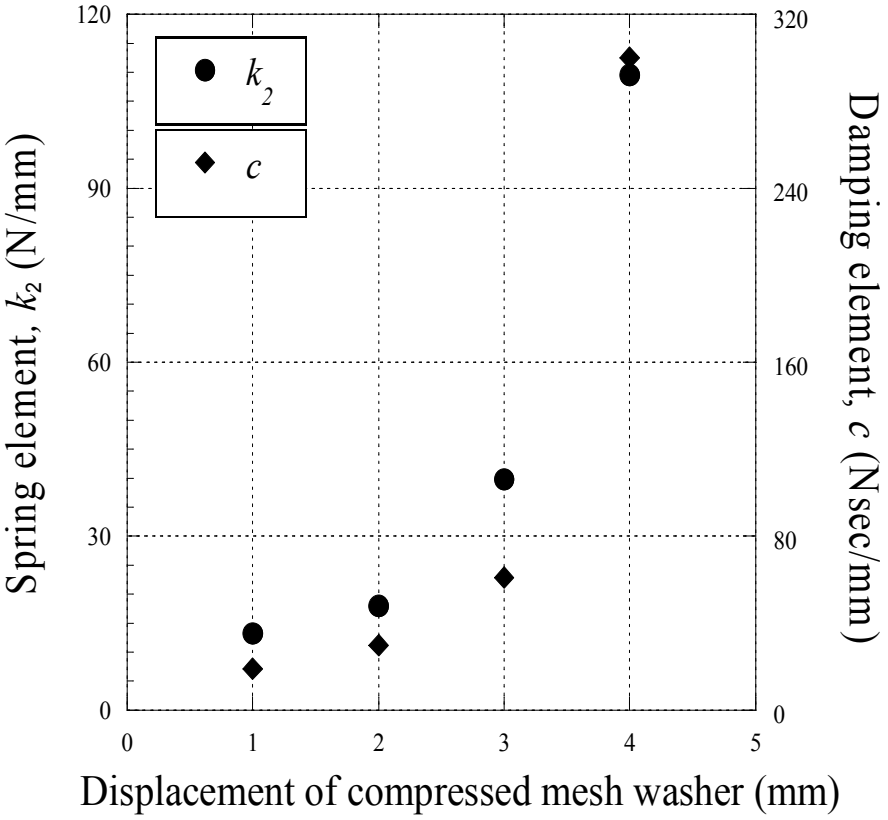


Fig. 19 Estimated Variable Values of k_2 and c

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

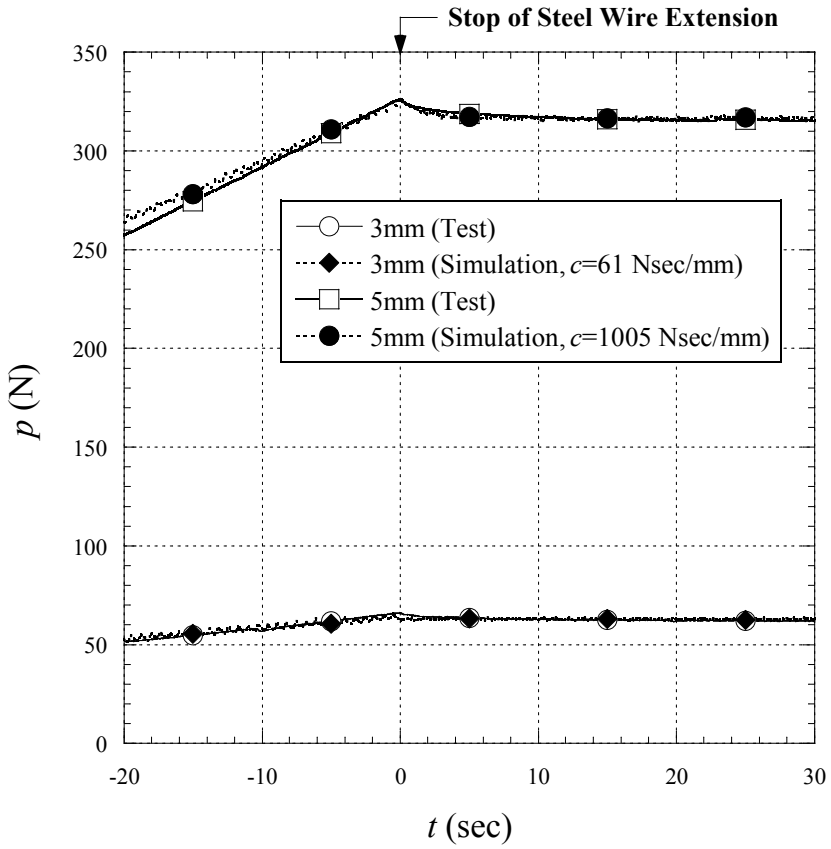


Fig. 20 Comparison of Measured p_i and Simulated $\overline{p_i}$

조선대학교 CHOSUN UNIVERSITY

나. 진동절연기 조립체 수학적 모델링

Figure 21은 우주용 냉각기와 결합된 진동절연기 조립체의 간단한 1자유도 모델을 나타낸다. m_1은 36Hz의 주 구동주파수에서 1.5N의 외란력 f를 유발하는 3.8Kg의 냉각기 무게를 나타낸다. 우주용 냉각기의 궤도 운용 중 발생하는 미소진동은 Fig. 13의 저강성 영역에서의 도출된 진동절연기 조립체의 강성치 k_1 (12.08N/mm)과 감쇠계수 c_1, 히트파이프의 강성치 k_{HP} (0.98N/mm), 트렌스퍼라인의 강성치 k_{TL} (0.98N/mm) [9]를 통해 기저면으로 전달되며, 궤도 0g 환경에서 진동절연기의 장력이 이완된 스틸 와이어 와 냉각기를 저강성 탄성 지지하는 히트파이프 및 트렌스퍼라인을 통해 기저면으로의 전달력 최소화가 가능하다.

Figure 21의 간단한 1자유도 모델로부터 기본 진동 전달률 이론에[17] 기인한 기저면으로의 전달력의 전달함수를 도출할 수 있다. Figure 21의 1자유도 모델에서 냉각기의 변위를 x_1으로 정의 할 경우, 진동절연기 조립체의 운동방정식은 다음과 같다.

$$m_1\ddot{x}_1 + c_1\dot{x}_1 + k_T x_1 = f \tag{7}$$

여기서 k_T는 $k_1 + k_{HP} + k_{TL}$를 나타내며, 수동형 진동절연기와 트랜스퍼라인, 히트파이프를 통해 기저면으로 전달되는 힘 f_T는,

$$f_T = c_1\dot{x}_1 + k_T x_1 \tag{8}$$

로 정의된다. 여기서 냉각기가 유발하는 진동 외란력 f와 진동절연기 조립체를 통해 바닥에 전달되는 힘 f_T의 크기 비로 식(7)과 (8)을 조합하면,

$$\frac{f_T}{f} = \frac{c_1\dot{x}_1 + k_T x_1}{m_1\ddot{x}_1 + c_1\dot{x}_1 + k_T x_1} \tag{9}$$

이며, $c_1 = 2\zeta_1 m_1 \omega_1$, $\omega_1 = \sqrt{\frac{k_T}{m_1}}$로 정의될 때, 양변에 라플라스 변환(Laplace Transform)을 취하면,

조선대학교 CHOSUN UNIVERSITY

$$\frac{F_T(s)}{F(s)} = \frac{2\zeta_1\omega_1 s X_1(s) + \omega_1^2 X_1(s)}{s^2 X_1(s) + 2\zeta_1\omega_1 s X_1(s) + \omega_1^2 X_1(s)} \tag{10}$$

로 정리된다. 여기서 s는 복소수 변환변수이고, $X_1(s)$는 냉각기의 변위 x_1을 라플라스 변환한 것을 나타낸다. 만일 복소수 변환변수 s값이 복소수평면에서 허수축을 따라서만 움직이도록 제한한다면($s=j\omega$) 식(10)은,

$$\frac{F_T}{F} = \sqrt{\frac{1+(2\zeta_1\gamma)^2}{(1-\gamma^2)^2+(2\zeta_1\gamma)^2}} \tag{11}$$

로 정리된다. 여기에서 $\gamma = \omega/\omega_1$을 나타내고, w는 냉각기의 구동주파수, w_1은 진동절연기 조립체의 고유진동수를 각각 나타낸다.

식 (11)의 기본 진동 전달률 식으로부터 Fig. 22와 같은 진동 전달률 선도를 도출 할 수 있으며, 이로부터 진동절연기 적용시의 기저면으로의 진동 저감성능을 예측할 수 있다. 일반적으로 진동절연기의 설계에 있어 Fig. 22의 기본 진동 전달률선도는 초기 설계지표로 유용하게 사용되며, 전달률이 최소가 되도록 γ 혹은 ζ 값을 조정하게 된다. 여기서 주목할 것은 주파수비 γ가 $\sqrt{2}$보다 큰 경우에는 전달률이 1보다 작아지며 진동절연 영역이라 명시할 수 있다. 이 영역에서는 감쇠가 증가할수록 전달률이 상승하기 때문에 낮은 감쇠비가 통상적으로 요구된다. 따라서 절연 대상체의 무게가 일정하다고 가정하면 $\gamma > \sqrt{2}$ 를 만족하는 강성치 및 최소의 감쇠비를 갖도록 설계를 진행하나, 발사 및 궤도환경과 같이 서로 상이한 진동환경을 겪는 우주용 진동절연기를 설계하기 위해서는 발사환경에서의 저주파 가진력을 반드시 고려해야한다. 발사환경에서의 저주파 영역에서는 대개 공진점 $\gamma = 1$ 을 통과하게 되고 상대적으로 저강성 구조로 설계된 진동절연기 및 진동절연 대상체의 구조건전성 확보를 위해 감쇠 또는 구속분리장치가 반드시 요구된다. 따라서 주파수비 $\sqrt{2}$를 기점으로 적절한 강성치와 감쇠비를 선정해야하며 이는 설계의 제한사항으로 존재한다. 하지만 본 연구에서 적용한 의탄성 SMA 메쉬 와셔는 진동환경에 따라 강성 및 감쇠비가 가변함으로써 상기의 단점을 해결 가능하며, 진동절연기의 작동원리에서 전술한대로 별도의 발사 구속장치 없이도 발사환경에서의 구조건전성 확보가 가능하다. 또한, 진동절연기 조립체의 정하중 시험 및 동하중 시험 결과에 기인하여 궤도 미소진동영역에 대한 진동절연성능을 고찰

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

해볼 때, 히트파이프와 트랜스퍼라인, 진동절연기로 저강성 지지되는 진동절연기 조립체의 미소진동 영역에서의 고유진동수는 약 9.6Hz이며, 감쇠비는 약 0.26이다. 여기에서 궤도운용 시 36Hz의 구동주파수를 갖는 냉각기에 대해 Fig. 22로부터 예상되는 진동 저감율은 약 5.2배 이며, 1.5N의 외란력을 발생하는 냉각기로부터 기저면으로 전달되는 전달력은 약 0.29N으로 뛰어난 미소진동 절연성능을 예측할 수 있다. 반면, 상대적으로 큰 진동하중을 유발하는 발사환경에 대해 고찰해 볼 때, 본 연구에서 제안한 수동형 진동절연기는 인가변위에 따라 강성과 감쇠계수가 가변하는 SMA 메쉬와셔에 거동특성에 의해 고유진동수 및 감쇠비가 증가하는 경향을 보인다. 또한 발사 및 궤도 환경에서 약 0.04의 고정된 감쇠비를 갖는 기존의 코일스프링을 활용한 진동절연기의 [9] 특성과 비교해 볼 때, 기존의 진동절연기보다 10배 이상의 감쇠비를 보장 가능하다. 이는 상대적으로 극한 진동 하중이 발생하는 발사환경에서 뛰어난 진동저감 성능이 보장됨을 의미한다. 따라서 본 연구에서 제안한 SMA 메쉬 와셔 진동절연기는 작용하중의 크기에 따라 강성 및 감쇠비가 가변되어 본 연구에서 목적하는 발사하중 저감 및 궤도 미소진동 절연에 유효할 것으로 판단한다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

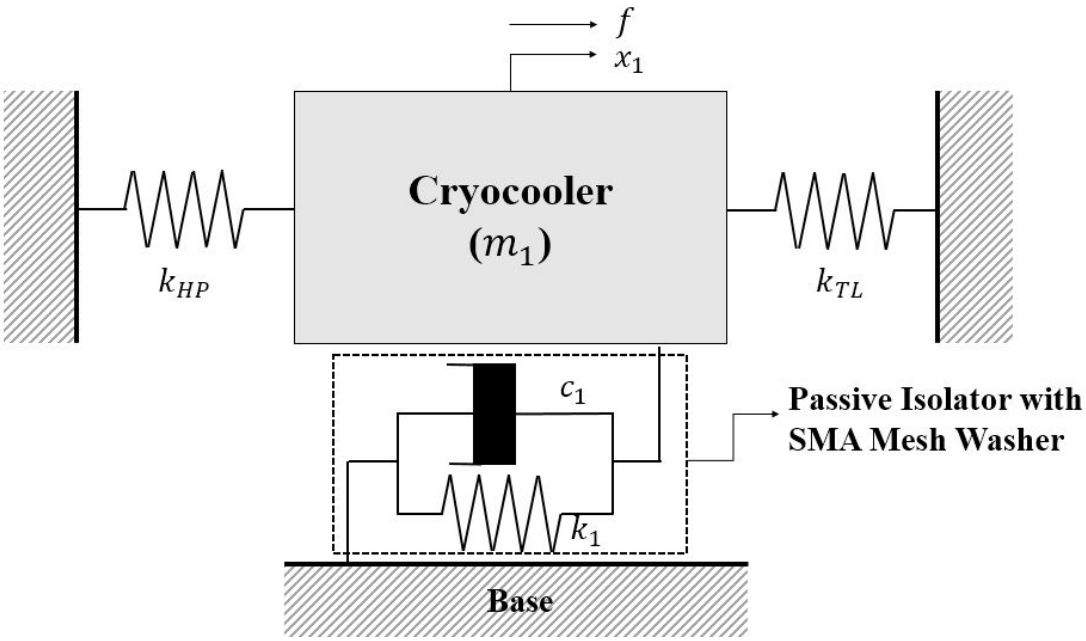


Fig. 21 Schematics of Vibration Isolator Assembly combined with Cryocooler

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

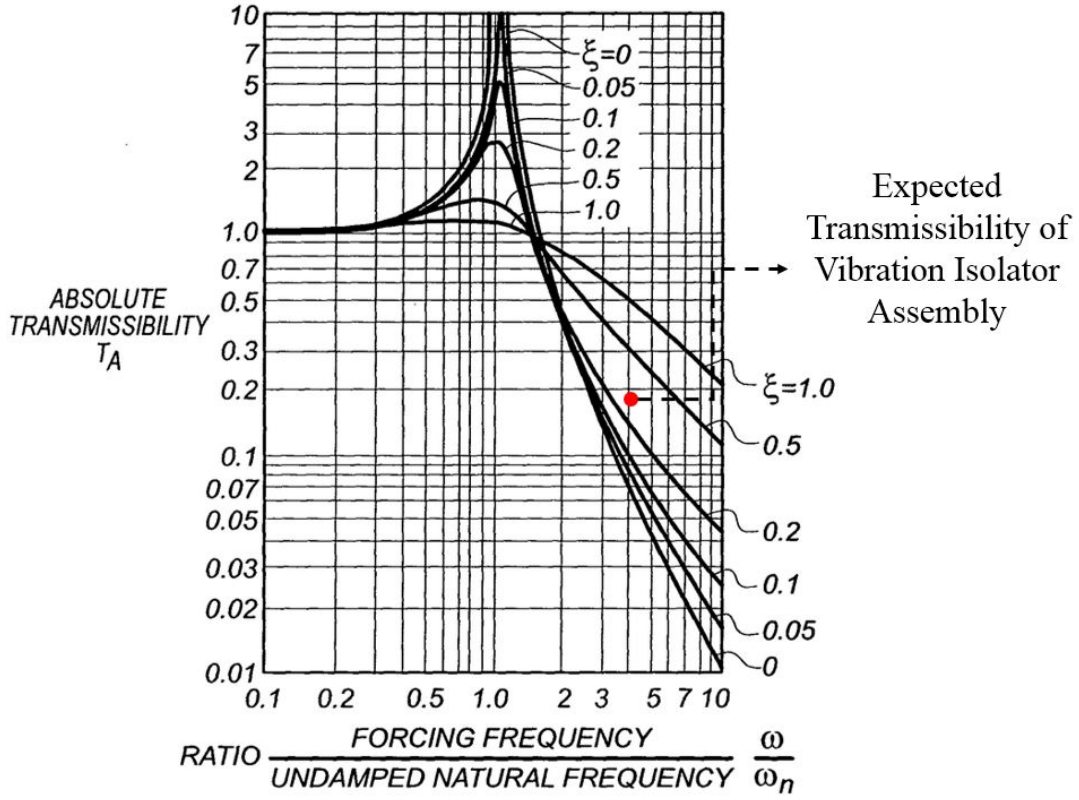


Fig. 22 Basic Vibration Transmissibility Curve [17]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 장 발사 진동 저감성능 검증시험

우주 발사체는 Fig. 23과 같이 임무 수행을 위한 비행 중 여러 가지 이벤트 및 동적 환경을 경험하게 된다. 이륙(Liftoff), 엔진 연소 종료(Engine Cutoff), 단 분리(Stage Separation), 부스터 분리(Booster Separation), 상부 엔진 점화(Engine Ignition), 페어링 분리(Fairing Separation), 위성 분리(Payload Separation)와 같은 비행 이벤트(Flight Event)를 경험하게 된다. 이러한 이벤트 및 비행 환경에 의해 발생하는 동적 환경은 크게 3가지로 분류할 수 있다. 이륙직후부터 포고(Pogo), 플러터(Flutter) 및 주 엔진 연소 종료(Main Engine Cutoff)에 기인한 100Hz이하의 정현파 진동(Sinusoidal Vibration)가진 환경이 유발된다. 랜덤 진동(Random Vibration)은 발사체의 최대 동압 구간에서 발생하는 음향하중 및 공력하중 등의 가진에 의해 주로 발생하며 발사체 구조물을 통하여 위성체와 발사체의 어댑터 구조로 전달된다. 중고주파영역에 존재하는 이러한 진동환경은 위성체 전장품의 구조건전성을 위협한다. 마지막으로 파이로 충격은(Pyro Shock) 화약을 이용한 단분리, 페어링 분리, 위성분리 등의 분리 이벤트에서 주로 발생한다. 발사체는 주로 화약을 이용하여 구속을 해제하거나 구조물을 절단하는 분리장치를 사용하게 되는데 이 때 화약의 폭발로 인해 구조적으로 매우 큰 천이 진동 현상이 유발한다. 이러한 파이로 충격의 특성에 의해 발사체 또는 위성에 장착되는 전자장비 내부 소자의 오작동을 유발시켜 여러 가지 문제를 발생시킬 수 있는데 이러한 문제는 발사체 또는 위성의 임무 수행 실패까지 야기할 수 있어 위성개발단계에서 필수적으로 검증되어야 할 대상이다[19].

본 연구에서 제안한 SMA 메쉬 와셔가 적용된 진동절연기의 발사환경에서의 성능 검증을 위해 궤도상 냉각기 운용 시 미소진동발생 주 가진 방향과 일치하는 y축 방향에 대해 진동절연기 조립체를 적용하여 인증시험 수준에서의 정현파, 랜덤 진동 및 충격시험을 수행하였다. Figure 24는 발사환경 진동시험의 형상을 나타내며 더미냉각기와 조립된 진동절연기 조립체, 가진기, 가진기의 제어 및 기준(Reference)을 위한 Ch. 1 가속도계, 더미 냉각기의 무게중심에 부착된 Ch. 2 가속도계로 구성된다. Ch. 1과 Ch. 2의 비교를 통한 진동 전달률을 측정하여 본 연구에서 제안한 SMA 메쉬 와셔가 적용된 진동절연기의 발사환경 진동저감 성능을 입증하였다.

Figure 25의 파이로 충격모사 시험 장치는 발사체의 단 분리 시 발생하는 파이로 충격을 모사하기 위한 장치로 선형구동장치를 이용하여 해머가 달린 스프링을 원하는 변

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

위만큼 압축시킨 후 스프링을 구속 해제하여 순간적으로 공명판에 유발되는 충격이 시험체에 전달되는 원리로 설계되었다[20].

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

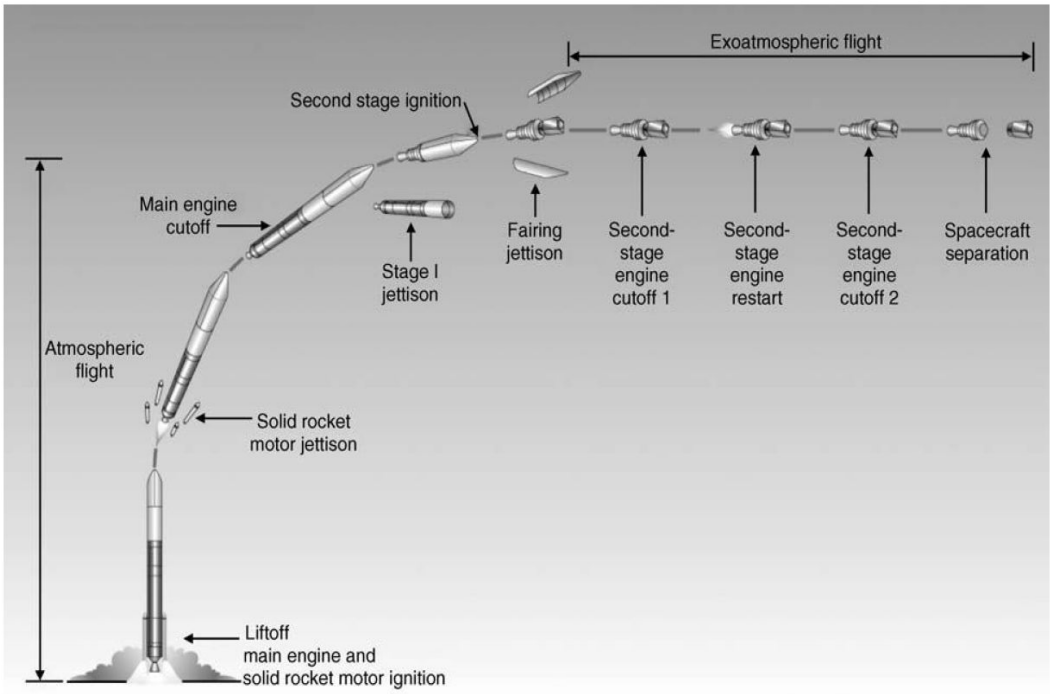


Fig. 23 Launch Vehicle Flight Scenario [18]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

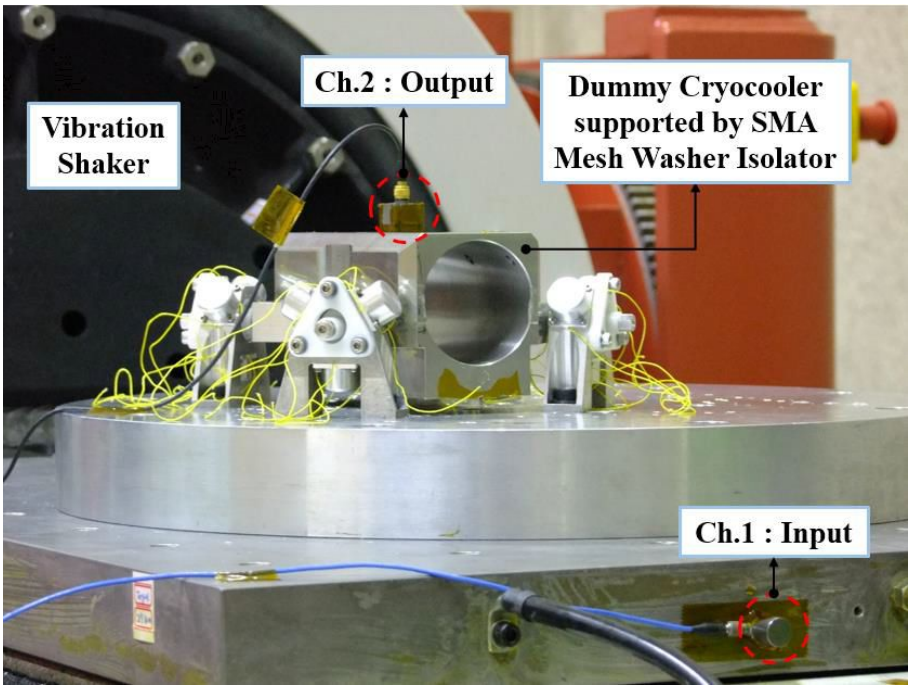


Fig. 24 Launch Environment Vibration Test Set-up

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

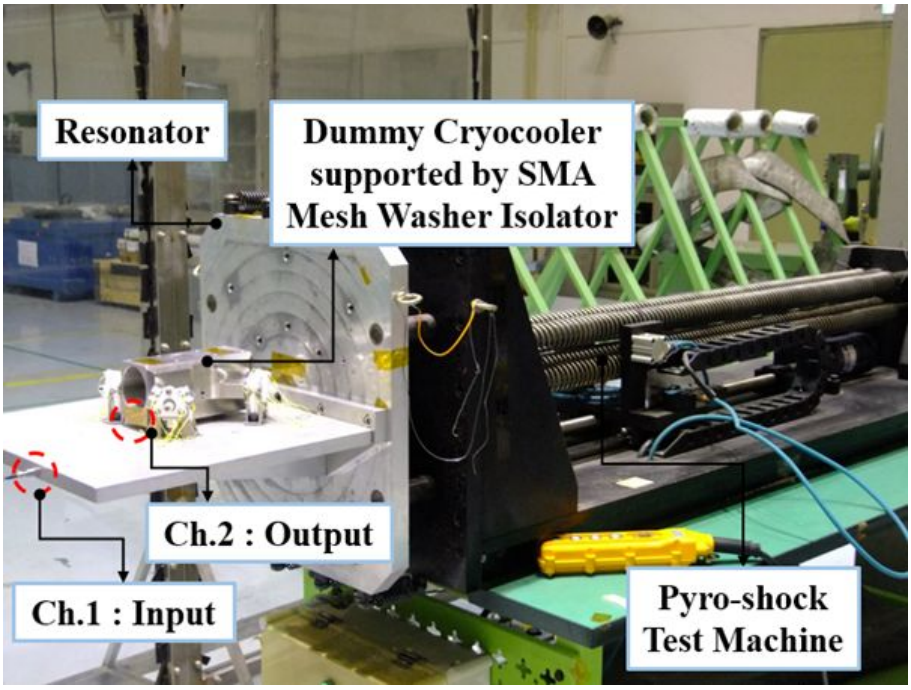


Fig. 25 Shock Test Set-up

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 절 정현파 진동 시험

Table 3과 Fig. 26에 정현파 진동시험의 인증규격 및 시험결과를 나타내었으며, 이와 비교를 위해 동일 레벨에서 측정된 선행연구[9]의 정현파 진동시험 결과를 나타내었다. 선행연구의 실험결과에서 나타나는 30Hz 대역의 최대 가속도 응답 약 14g와 비교하여 본 연구에서 제안한 진동절연기는 약 12Hz대역에서 10g의 다소 감소한 응답이 관측된다. 하지만, 15 ~ 35Hz의 주파수 대역에서 선행연구 결과보다 100배 이상 뛰어난 진동저감 성능을 보이고 있으며, 이는 자유감쇠진동 시험 시 측정된 발사환경 진동영역에서의 고유진동수와는 근사한 차이가 존재하나 Table 2로부터 유추되는 냉각기 조립체의 발사환경에서의 고유진동수를 기점으로 하는 감쇠효과 및 해당 주파수에서 SMA 메쉬 와셔의 조립 단계에서 인가된 2mm를 포함하여 최대 5mm의 큰 변위가 SMA 메쉬 와셔에 인가되어 큰 에너지 산일화 효과가 발생한 것으로 추정한다. 그러나 Fig. 26의 정현파 진동시험 결과에서는 15Hz를 기점으로 하는 진동저감 경향성이 나타나고 있으며, 이는 각각의 진동절연기에 적용된 SMA 메쉬와셔와 스틸와이어에 인가된 장력에 차이가 존재함으로써 기인한 것으로 판단된다. 상기의 현상을 Fig. 17의 진동절연기 조립체 자유감쇠진동 시험으로부터 고찰하면, 냉각기에 의도적으로 인가된 최대 가용변위를 방출하면 y축 방향으로 절연기 조립체가 거동하게 되며, 이때의 냉각기 길이방향 (y-axis) 응답은 발사환경에 상응하는 진동하중 영역에서 약 24Hz에 존재한다. Figure 33의 진동절연기 조립체 충격시험 결과에서도 순간적인 하중이 인가되어 y축 내에서 절연기 조립체의 대변위가 발생하며 이때의 고유진동수 역시 약 24Hz대역에 존재한다(충격시험에 관련된 설명은 다음 3절에서 보다 상세히 다루고자 한다). 하지만 정현파 진동시험 시 가진기의 가진 방향은 y축으로 제한되나, 실제 절연기 조립체의 거동은 y축으로 제한되지 않으며, 플라스틱 소재의 고정축 커버와 변위구속블록간의 충돌 및 각각의 상이한 스틸와이어의 장력조건으로 인해 진동절연기 조립체의 회전모드와 병진모드가 유발한다. 최대 피크성분 역시 해당 주파수대역에서 관측되고 있다. 상기의 현상을 좀 더 고찰해 보고자, Fig. 27과 같이 진동절연기 조립체 수준에서 회전 및 병진방향에 대한 자유감쇠진동 시험을 실시하였다. Figs. 28, 29는 대표적으로 z-axis에 대한 회전방향 자유감쇠진동 응답을 나타내며, 각각 시간이력 및 주파수 응답을 나타낸다. Table 3에 상기의 시험 결과를 정리하였으며, 각 축의 회전모드에서 발생하는 초기 대변위 인가시의 고유진동수는 각각 12.4Hz, 14.1Hz, 15.7Hz이다. 또한, 절연기 조립체의 공칭위치를 기준으로 x-axis를 따라 강제로 이격된 위치로 이동 시켜, 2

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

개의 스틸와이어 장력이 이완되고, 오직 한 개의 스틸와이어에만 장력이 작용하도록 한 조건에서 냉각기의 길이방향으로 자유감쇠진동시험을 실시하였다. Figures 30, 31은 각각 상기의 이격된 위치에서 수행된 자유감쇠진동시험의 시간이력 및 주파수 응답을 나타내며, 발사환경에 상응하는 대 변위 조건에서 진동절연기 조립체의 고유진동수는 약 15.2Hz에 존재함을 알 수 있다. 상기의 결과를 종합해 볼 때, 각 스틸와이어에 인가된 상이한 장력조건에서 유발하는 진동절연기 조립체의 회전모드 및 병진모드는 냉각기 길이방향(y-axis)정하중시험으로부터 획득된 고유진동수와 약간의 차이를 보이며, 이는 정현파 진동이 15Hz를 기점으로 저감되는 현상을 대변한다. 또한 40Hz 대역 이상에서의 응답에 대해 고찰하면, 가진 레벨이 3g로 저하됨에 따라 SMA 메쉬 와셔에 인가되는 변위가 0.4mm 이하로 감소되어 SMA 메쉬 와셔의 변형에 의한 에너지 소산보다는, 진동절연기의 플라스틱 소재 상호간의 슬립 및 스틸와이어와 고정축 커버 사이의 마찰에 의한 에너지 산일화가 주된 감쇠요인으로 판단되며, 이와 유사한 특성이 다음 절의 랜덤 진동시험 결과에서 관측된다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 3 Sine Vibration Test Specification in *y*-axis

Frequency (Hz)	Acceleration
5 ~ 12	± 8mm
12 ~ 30	6.5 g
30 ~ 100	3 g

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

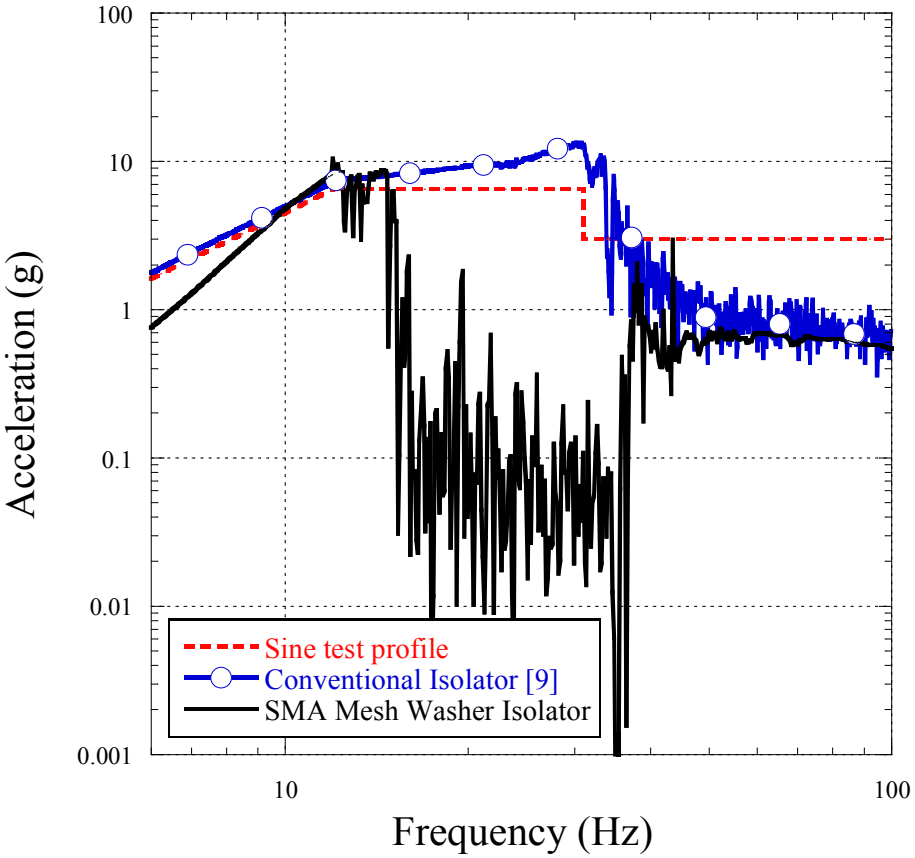


Fig. 26 Sine Vibration Test Results

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

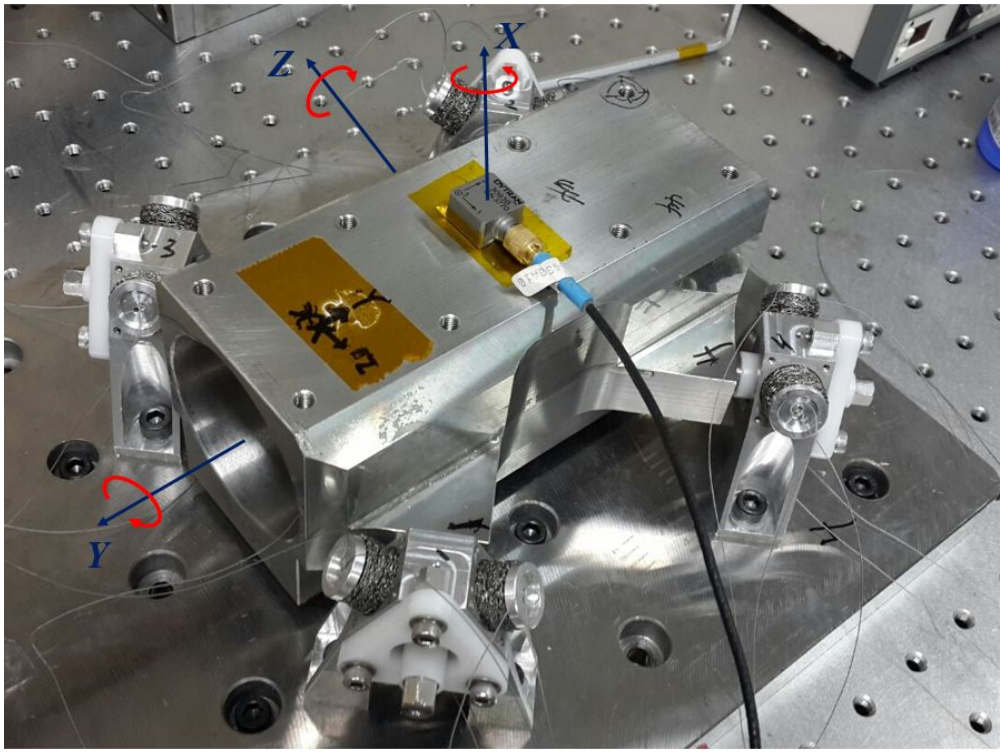


Fig. 27 Free Vibration Test Set-up along Each Rotational-axes

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

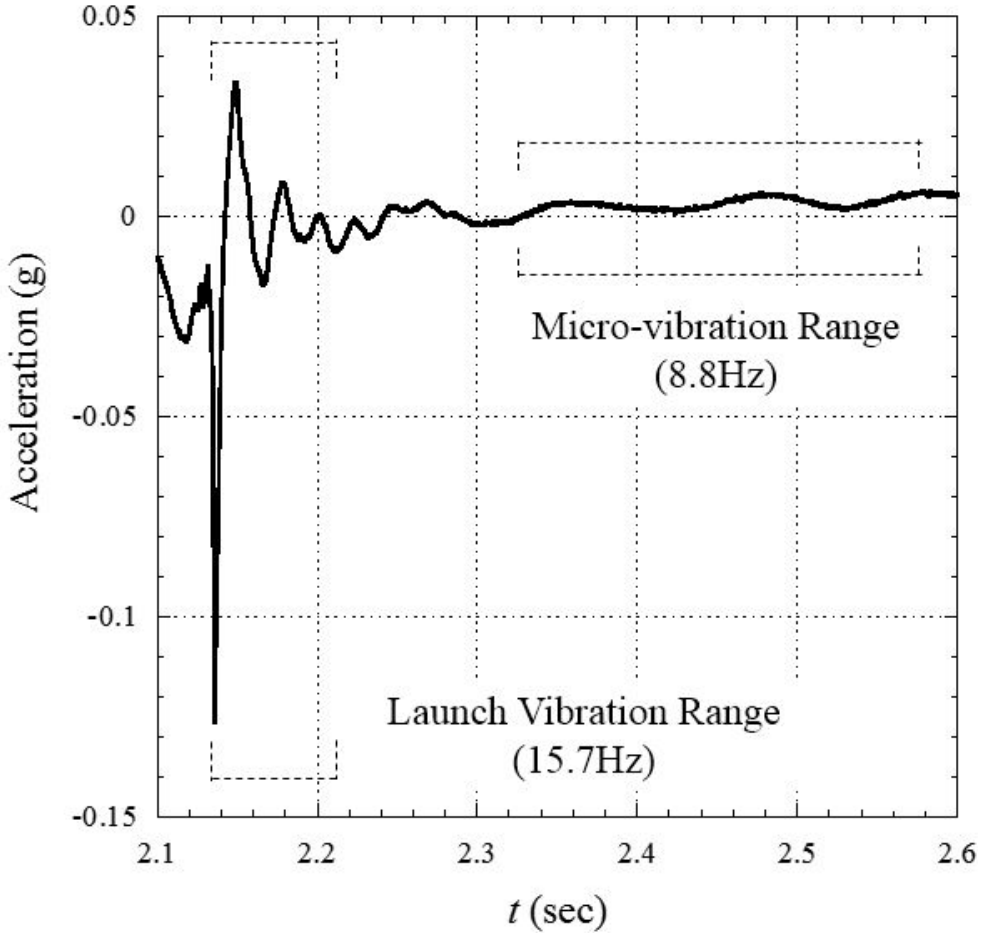


Fig. 28 Time Profiles of Vibration Isolator Assembly under *z*-axis Rotational Excitation

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

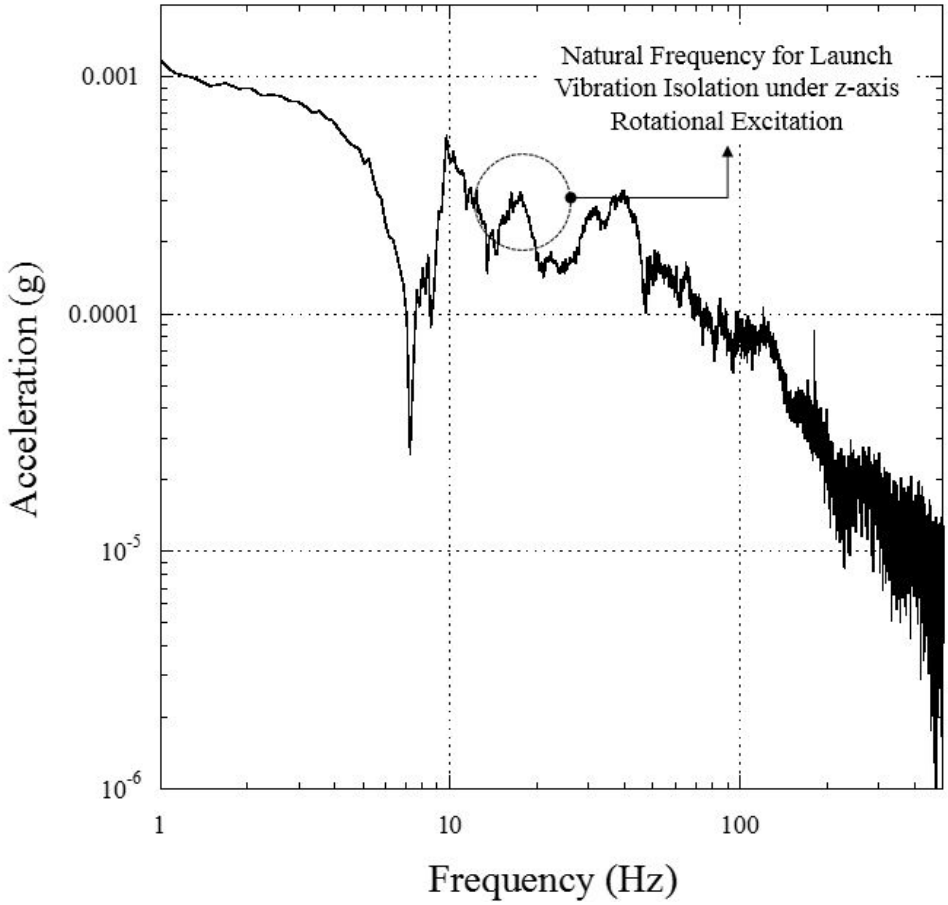


Fig. 29 Frequency Responses of Vibration Isolator Assembly under *z*-axis Rotational Excitation

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

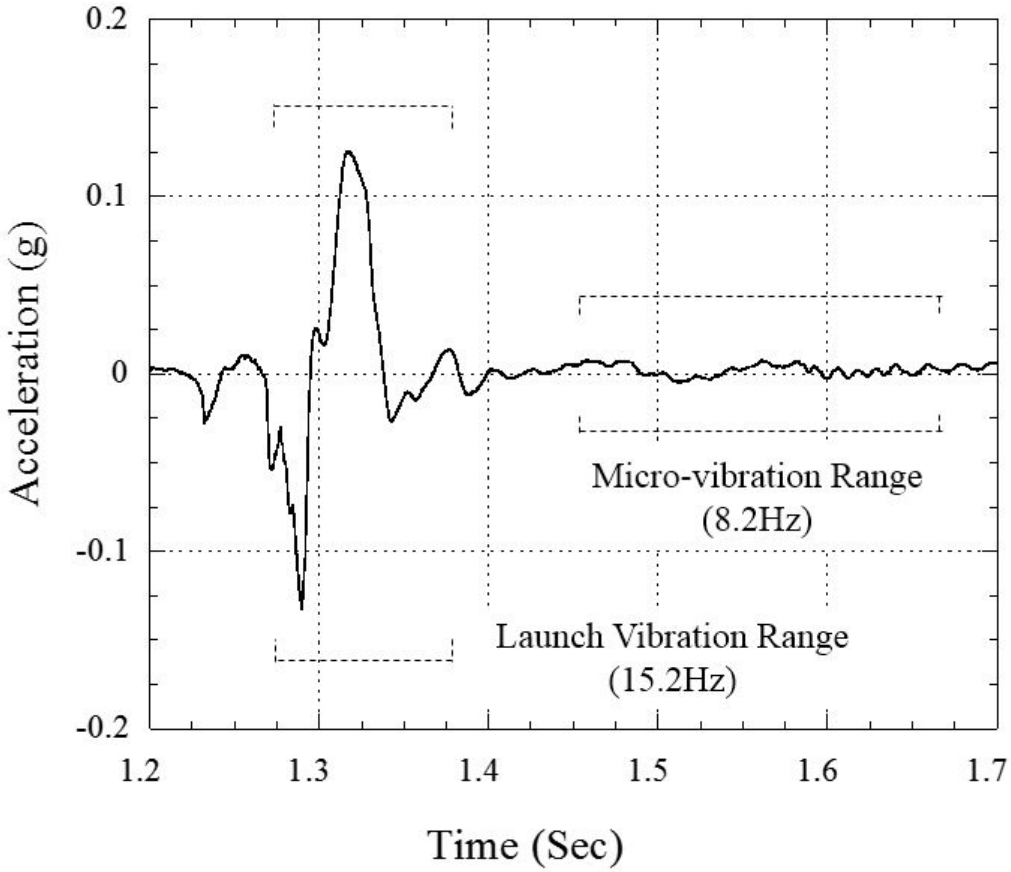


Fig. 30 Time Profiles of Vibration Isolator Assembly under *y*-axis Excitation from Off-set Position along *x*-axis

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

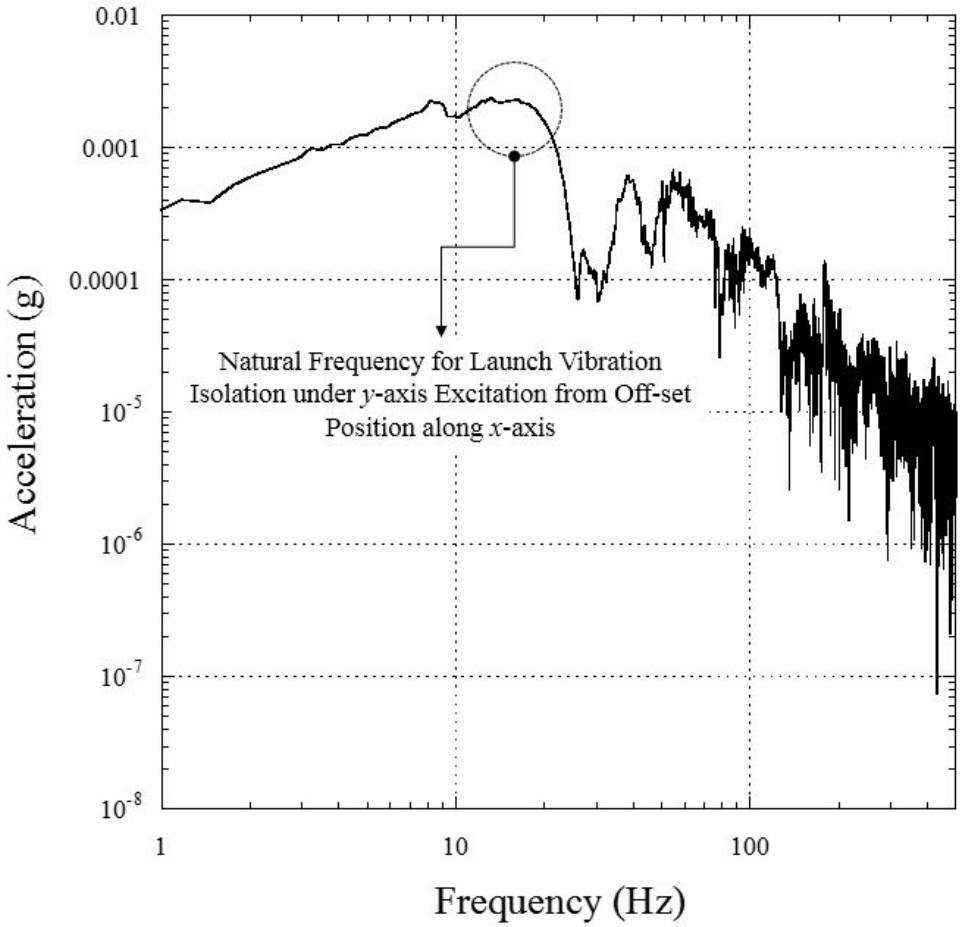


Fig. 31 Frequency Responses of Vibration Isolator Assembly under y-axis Excitation from Off-set Position along x-axis

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 4 Natural Frequency of Vibration Isolator Assembly under Rotational and Translational Excitation

	Rotational Excitation			***y*-axis Excitation from Off-set Position along *x*-axis**		
Axis	*x*	*y*	*z*	*x*	*y*	*z*
Natural Frequency in the *y*-axis (Hz)	12.4	14.1	15.7	-	15.2	-

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 랜덤 진동 시험

Table 5는 랜덤 진동시험의 규격을 나타내며, Fig. 32은 랜덤 진동시험의 결과를 나타낸다. 인증시험규격인 15.3grms의 랜덤진동을 인가하였을 때, 진동절연기 조립체에서 얻어진 가속도 응답은 약 1.72grms로 본 연구에서 제안한 진동절연기의 적용에 따라 약 8배 이상의 높은 진동절연효과가 있음을 입증하였다. 랜덤 진동시험의 경우 선행연구의 결과와 전반적으로 유사한 경향성을 나타내고 있으며, 이는 정현파 진동시험에 비해 상대적으로 가진 레벨이 작아 SMA 메쉬 와셔의 변형 유발에 따른 에너지 소산보다는, 플라스틱 소재의 고정축 커버와 변위구속블록 상호간의 충돌 및 슬립에 의한 에너지 산일화가 주된 감쇠요인으로 판단하며, 스틸 와이어와 고정축 커버 상호간의 마찰 역시 추가적인 에너지 산일화 요인으로 작용함으로써 선행연구[9] 결과에 비해 1.7배 이상의 진동저감 효과가 관찰된다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 5 Random Vibration Test Specification in y-axis

Frequency (Hz)	**PSD (g^2/Hz)**	**Remark**
20	0.057	Duration : 2 mins
70	0.2	
700	0.2	
2000	0.035	

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

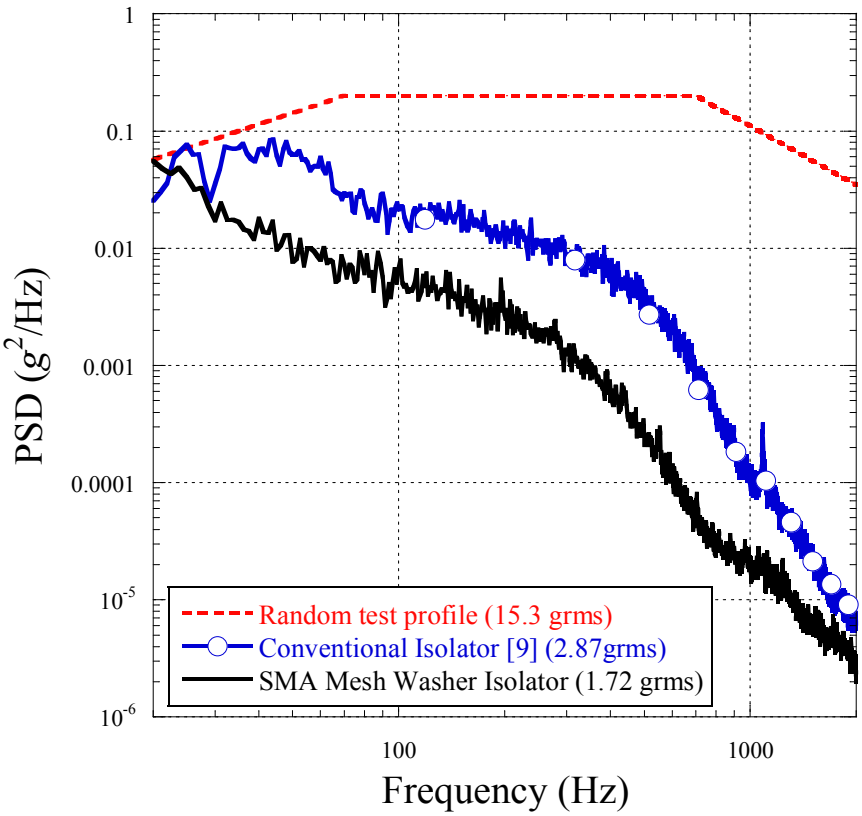


Fig. 32 Random Vibration Test Results

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 충격 시험

Table 6은 충격시험 규격을 나타내며, 인증시험규격인 SRS(Shock Response Spectrum) Max. 450g가[21] 진동절연기 조립체에 인가되도록 하기 위하여 Fig. 25의 충격시험장비 스프링 해머 초기변위를 240mm로 설정하여 충격 모사시험을 실시하였다. Fig. 33은 충격시험으로부터 획득된 SRS 결과로, Matlab 프로그램을 이용하여 산출되었으며 이 때 주파수 간격은 1/6옥타브 밴드(Octave Band)로, Q값은 10을 적용하였다. 상기의 SRS 결과로부터, SRS Max. 450g의 충격인가에 대해 더미 냉각기 중심에서 측정된 가속도로부터 도출된 SRS는 약 4g로 탁월한 충격저감 성능이 관측되었다. 아울러 해당 결과로부터 추정되는 냉각기 조립체의 고유진동수는 약 24Hz 전후로, 자유감쇠진동 시험 시 y축 방향에서 추정된 고유진동수와 거의 근사한 값이며, 파이로 충격환경에서는 정현파와 랜덤 진동환경과 달리, SMA 메쉬 와셔에서의 에너지 소산 또는 요소 간 마찰에 의한 충격저감 보다는 더미 냉각기 조립체의 고유진동수를 기점으로 하는 고주파 파이로 충격 성분의 주파수 분리에 따른 충격전달력 저감이 주요 감쇠요인인 것으로 판단한다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 6 Shock Test Specification in y-axis

Frequency (Hz)	Acceleration	Remark
100	8	2 Actuations
1515	200	
10000	450	

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

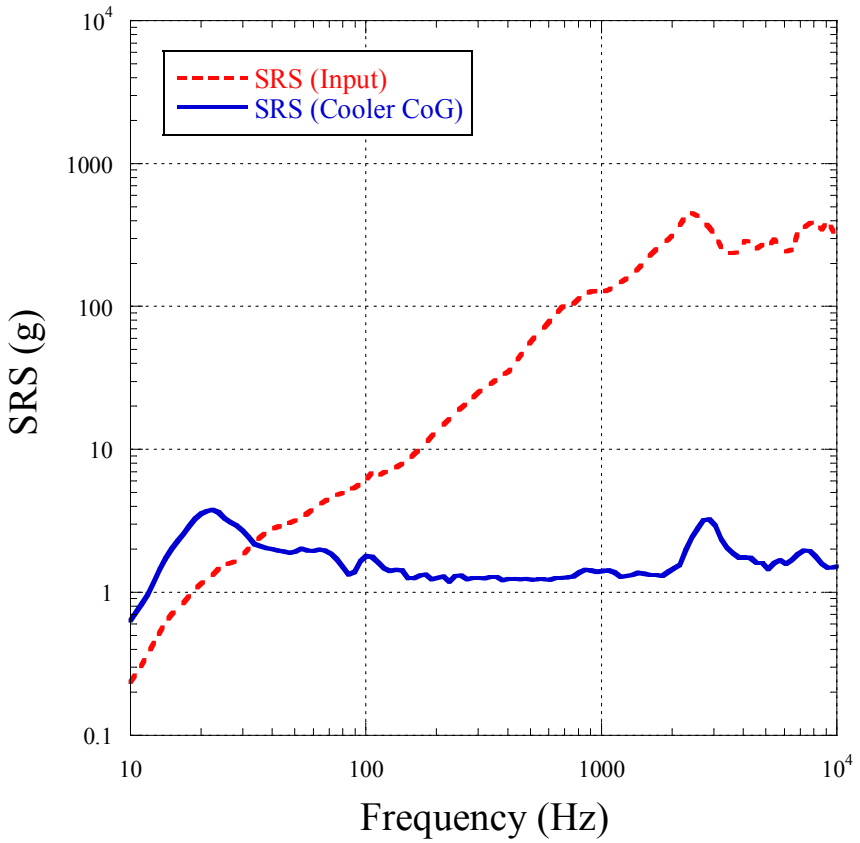


Fig. 33 Shock Test Results

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 장 궤도 미소진동 절연성능 검증시험

Figures 34 (a)는 고해상도 관측위성의 미소진동에 의한 영향으로 영상품질이 저하된 사진을 나타낸다. LOS(Line of Sight) 지터(jitter)는 관측위성의 영상 촬영 임무 시 광학 탑재체 초점면상에 야기하는 시변 운동을 의미하며, 위성체의 다양한 외부 혹은 내부 가진원으로부터 영향을 받는다. 일반적으로 지터는 위성 영상품질에 큰 영향을 미치는 위성 구조체의 고주파 랜덤진동을 의미하며, 영상품질의 질을 평가하기 위한 중요한 성능지표로 고려된다. 따라서 Fig. 34 (b)와 같은 고해상도 영상품질을 확보하기 위해서는 초기 설계단계에서부터 실험적 혹은 수치 해석적 방법으로 엄격한 지터 관리가 요구된다. 만일 할당된 지터 요구조건을 충족하지 못할 경우, 진동절연기를 적용하는 방법 또는 진동을 유발하는 탑재장비를 재설계 하는 방법 등을 고려해야하며, 비용 및 현실적 요인들을 고려하여 진동절연기를 적용하는 방법이 주로 적용되고 있다[23].

지터를 유발하는 위성체의 내란원으로는 위성의 자세제어용 액츄에이터인 플라이휠, 안테나의 기계적 구동이 가능한 짐벌식 안테나, 자세정보 제공을 위한 기계식 자이로, 임무장비의 극저온 유지를 위한 냉각기 등과 같이 기계적 회전 또는 병진 가동부를 갖는 탑재장비가 있으며 목적하는 기능을 구현함과 동시에 지터를 유발하는 미소진동을 수반한다. 이러한 내란발생원으로부터의 진동은 그 크기가 극히 미소함에도 불구하고 정밀 지향성능이 요구되는 고해상도 관측위성의 영상품질을 저하시키는 주요 원인으로 작용한다. 고해상도 영상품질 획득을 위한 위성 미소진동 절연기술은 고해상도 관측위성의 관측성능과 직결되며, 고해상도 요구조건 충족을 위해 반드시 필요한 기반기술이다[24].

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

(a)

Fig. 34 Image Quality Degradation by Micro-vibration [(a):Blurred Image by Micro-vibration, (b):High-Quality Image without Micro-vibration Affection] [22]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 절 시험 구성

Figure 35는 진동절연기의 궤도 미소진동 절연성능 측정시험을 위한 전체 개략도를 나타내며, 지지판위에 장착된 수동형 진동절연기 및 이와 결합된 더미 냉각기, 지지판을 러버(Rubber) 계열의 탄성와이어로 지지하여 Free-Free의 경계조건에서 미소진동이 측정 가능한 시스템, 실제 냉각기의 트랜스퍼라인(0.98N/mm)과 히트파이프(0.98N/mm)의 강성을 모사하기 위한 코일 스프링(Stiffness Simulating Spring), 궤도환경 모사를 위해 전 방향 Free-Free조건 구현이 가능한 4N/mm, 길이 110cm의 저강성 탄성와이어로 제작된 0g 장치로 구성되어 있으며, 이를 통해 별도의 Counter-mass를 사용하지 않고 진동절연기 조립체가 공칭위치에 위치할 수 있도록 구현하였다.

더미 냉각기의 경우, 실제 우주용 냉각기의 궤도 운용 시 발생하는 냉각기 길이 방향(y-axis) 주 가진 주파수 36Hz에서의 최대 전달력 1.5N을 모사하기 위해 Fig. 36과 같이 더미 냉각기 내부에 주 가진 주파수와 동조를 위해 별도로 설계된 Fig. 37의 선형 액츄에이터를 배치하였다. 선형 액츄에이터는 스프링 강 소재 플레이트 스프링 및 이와 결합된 영구자석, 코일 권선부를 갖는 외부 하우징으로 구성된다. 여기에서 Function Generator로부터 생성된 신호를 Power Amplifier를 통해 영구자석 외주연에 감긴 코일로 인가하면, 영구자석은 코일 내부에 발생하는 기전력에 의해 선형 왕복운동을 하게 되며 이로 인해 우주용 냉각기 모사가 가능한 미소진동이 발생한다. 이러한 더미냉각기는 미소진동 측정시스템과 무게중심이 정확히 일치되도록 배치됨으로써 원치 않는 모멘트발생에 의한 회전운동을 최소화하였다. 상기를 통해 구현된 더미 냉각기로부터의 미소진동은 냉각기의 길이방향(y-axis)과 일치하도록 지지판에 부착된 1개의 3축 가속도센서로부터 획득되며, 이로부터 획득된 y축 가속도 데이터(g)는 진동절연기 조립체 및 지지판의 전체무게(16.9Kg)와 중력가속도($9.8m/s^2$)의 곱으로부터 냉각기가 발생하는 기저면으로의 전달력으로 산출된다. Figure 38은 미소진동 절연성능 측정시험을 위한 구성의 실제형상을 나타내며, (a)는 전체 미소진동 측정시스템 형상을, (b)는 지지판위에 장착된 진동절연기 조립체의 형상을 각각 나타낸다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

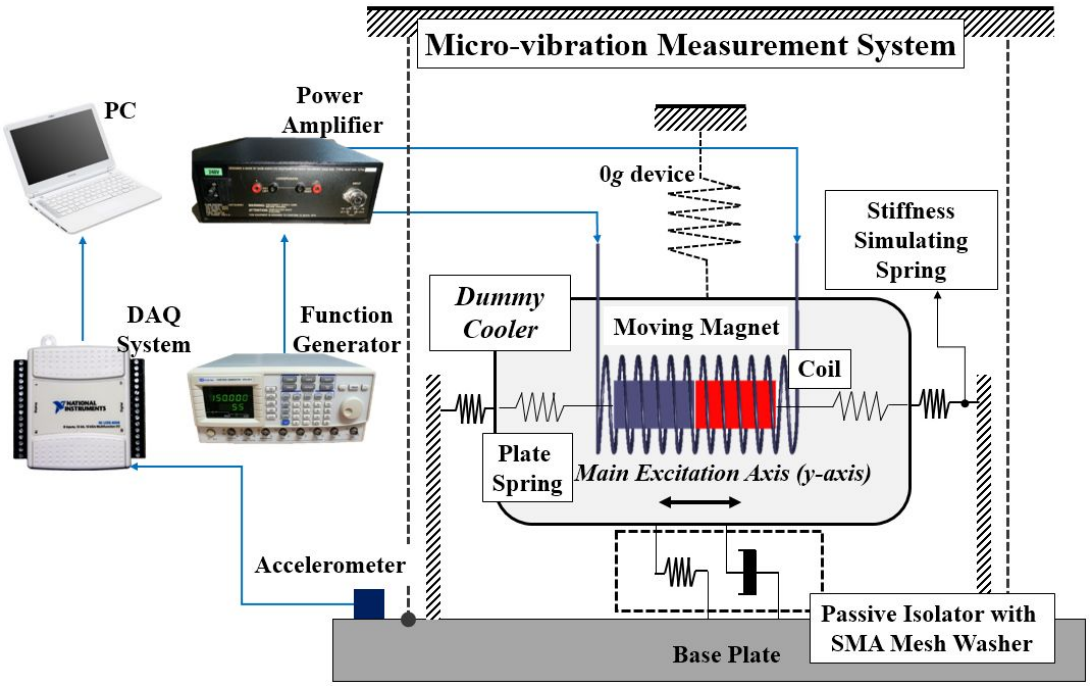


Fig. 35 Whole Schematic Diagram for the Micro-vibration Measurement Test

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

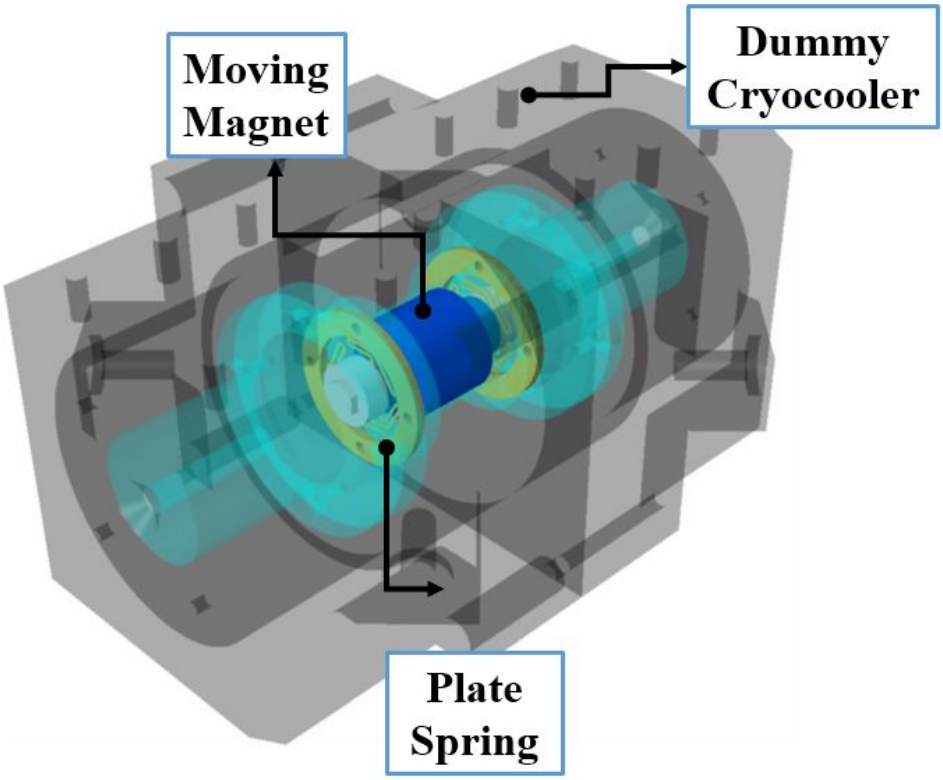


Fig. 36 Dummy Cryocooler Internal Configuration

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

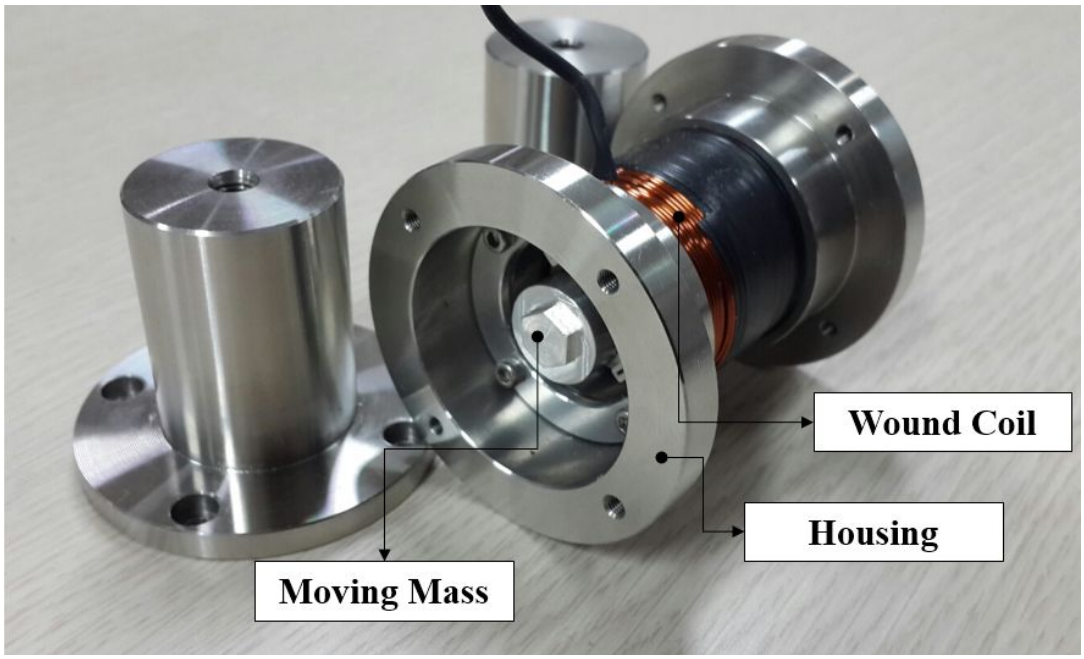
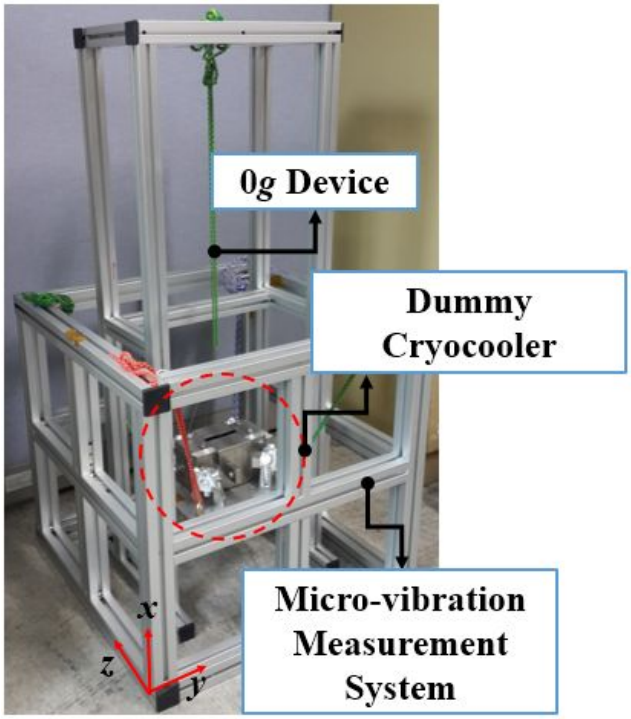
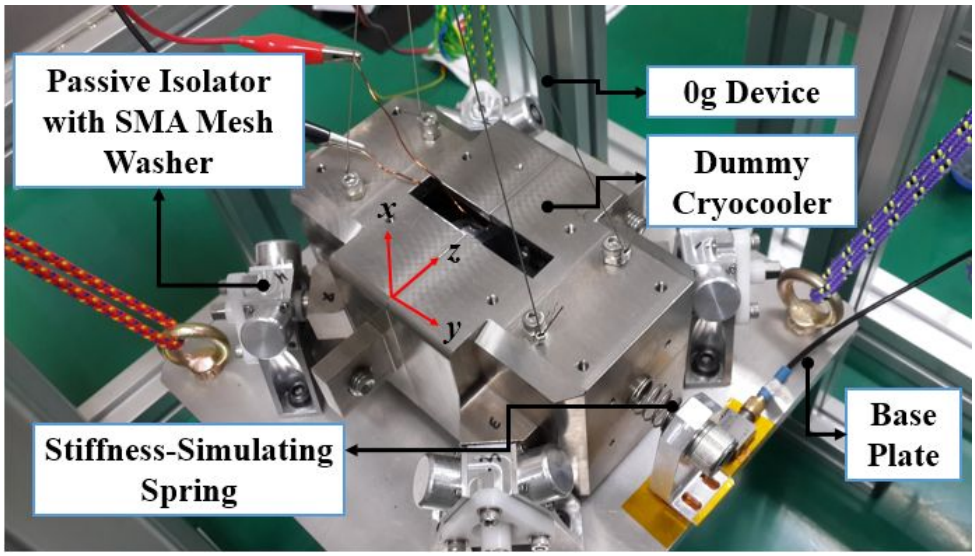


Fig. 37 Dedicated Linear Actuator for Simulating Micro-vibration of the Spaceborne Cryocooler

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 38 Test Set-up for the Micro-vibration Measurement Test [(a): Entire Test Set-up, (b): Close-up View of Vibration Isolator Assembly integrated on the Base Plate]

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 미소진동 절연성능 측정시험

본 연구에서 구현하고자하는 궤도상 미소진동절연 원리는 우주용 냉각기의 길이방향 (x-axis) 주 구동주파수와의 충분한 주파수 분리를 실현시키는 것으로, 궤도상에서는 냉각기를 저강성 탄성 지지함으로써 목적하고자 하는 미소진동 절연성능을 구현할 수 있다. 진동절연기 조립체의 정하중시험 및 자유감쇠진동시험 결과로부터 미소진동레벨의 가속도 영역에서는 냉각기의 주 가진축인 y축에 대해 진동절연기 조립체의 고유진동수가 약 9Hz 대역에 존재하며, 궤도 0g 환경에서는 스틸와이어의 장력이 이완됨으로써 트랜스퍼라인과 히트파이프에 의해 냉각기 조립체의 저강성 탄성지지구조를 구현하게 된다. 궤도상 냉각기 조립체의 공칭위치는 본 연구에서 적용한 SMA 메쉬 와셔의 의탄성 거동에 의해 복귀되며, 극한 발사환경도중 큰 변형이 발생한 SMA 메쉬 와셔는 상기의 SMA 메쉬 와셔의 정하중시험 결과인 Fig. 8로부터 유추할 수 있듯이 5mm(2EA SMA Mesh Washer)의 압축에도 소성변형 없이 원래의 형상으로 복원하게 된다.

본 연구에서 제안한 진동절연기의 미소진동 절연성능을 검증하기 위해 Fig. 38의 미소진동 측정시스템을 적용하였으며, 진동절연기의 절연성능 비교를 위한 강체 구속조건 및 궤도 미소진동 절연성능 검증을 위한 0g조건에서 시험을 실시하였다. 강체 구속조건의 경우 Fig. 39와 같이 별도의 Blocking Bracket을 고정축 커버와 변위구속블록 사이에 삽입함으로써 구현가능하며, Fig. 45의 강체구속조건에서 획득된 충격시험 결과로부터 유추할 수 있듯이, 이 조건에서의 진동절연기 조립체 1차 고유진동수는 약 200Hz대역에 존재한다. 따라서 진동 전달률 측면에서 고찰해보면 약 160Hz 이하의 주파수 범위에서 발생하는 미소진동은 냉각기 자체가 유발하는 미소진동특성을 분석함에 있어 유효하다. 미소진동 측정시험 시 궤도 0g 환경은 상기의 시험구성에서 전술한대로 별도의 0g 장치를 통해 구현되었으며, 미소진동 측정시스템과 무게중심이 정확히 일치되도록 배치됨으로써 원치 않는 모멘트발생에 의한 회전운동을 최소화하였다.

Figures 40, 41는 각각 궤도 미소진동 시험으로부터 획득된 기저면 전달력의 시간이력 및 주파수 영역에서의 전달력을 나타내며, 진동절연기의 절연성능 비교를 위해 강체구속조건과 진동절연기 적용시의 조건을 각각 나타내었다. 상기의 결과로부터, 강체구속조건에서 발생하는 냉각기의 주 구동 주파수인 36Hz에서의 최대 전달력 1.5N은 고해상도 관측위성의 영상품질저하를 유발하는 주요 원인이며, 진동절연기 적용 시 설계가 의도한대로 스틸와이어의 장력이 이완되어 트랜스퍼라인과 히트파이프의 강성치를 모사한 스프링으로 진동절연기 조립체의 저강성 탄성지지구조가 가능하여 0.31N으

조선대학교 CHOSUN UNIVERSITY

로 저감되었으며, 강체 구속조건의 최대 전달력 대비 4.9배 이상의 뛰어난 미소진동 절연이 가능함을 입증하였다. 또한, 상기의 저감비는 Fig. 22의 기본 진동 전달률 이론으로부터 유추된 저감비 5.2배와 거의 일치한다. 이로부터 본 연구에서 제안한 Fig. 21의 진동절연기 조립체 수학적 모델링이 실제 진동절연기 조립체의 미소진동 절연특성을 근사하게 모사 가능함을 알 수 있다.

본 연구에서 적용한 진동절연기의 온도에 의한 성능변화 관점에서 고찰하면 SMA 메쉬 와셔의 오스테나이트 종료온도(A_f)는 15°이며[10], 궤도 열해석으로부터 도출된 우주용 냉각기의 궤도 운용 시 예상 온도 범위는 각각 고온구간에서 28.2° ~ 30.4°, 저온구간에서 -3.6° ~ -2.9°이다. 이로부터 온도마진을 더해 인증온도범위 −15° ~ 45°를 도출하였으며, Fig. 42에 각각의 온도 조건에서 획득된 36Hz에서의 최대 전달력을 나타내었다. Figure 43은 −15°의 저온구간 시험 구성을 나타내며, 평형상태의 온도를 측정하기 위한 기준으로 더미 냉각기의 중앙부에 온도센서를 부착하였다. 강체구속조건에서는 온도조건에 상관없이 기저면으로의 전달력이 일정하였으나, 0g의 저강성 지지구조 조건에서는 각각의 온도조건에 따라 전달력에 약간의 차이가 존재하였다. 고온구간인 45°에서 측정된 기저면 전달력은 상온 25° 조건에서 측정된 전달력과 거의 유사한 진동절연성능을 보이고 있으나, 저온구간인 −15°에서 측정된 기저면 전달력은 다른 두 조건에서 측정된 결과보다 약간의 증폭 현상이 발생하였다. 이는 주변 저온 조건에 의한 스틸와이어의 장력이 증가함으로써 진동절연기 지지구조체를 통한 기저면으로의 전달력이 증가된 것으로 판단되나, 그 영향성은 거의 무시할만한 수준이다. 따라서 궤도상에서는 냉각기가 공칭위치로 이동하여 스틸 와이어의 장력이 이완됨에 따라 냉각기가 트랜스퍼라인과 히트파이프로 저강성 탄성 지지되어, 주 가진 주파수와의 주파수 분리로 진동절연을 수행하는 진동절연기의 작동원리로부터 살펴볼 때 A_f보다 낮은 저온구간은 미소진동 절연측면에서 중요한 요소가 아니다.

궤도 0g 환경에서 위성체의 태양전지판 또는 구속분리장치등의 분리 이벤트 시 유발하는 파이로 충격(Pyro Shock)에 대해 본 연구에서 제안한 진동절연기의 저감성능을 분석하기 위해 충격시험을 실시하였다. Figure 44는 충격시험을 위한 시험 구성을 나타내며, 진동절연기 조립체와, 궤도 0g를 모사하기 위한 0g 장치, 충격 모사를 위한 진자형 충격모사기, 인가 충격을 측정하기 위한 Ref. 가속도센서 Ch. 1 및 진동절연기 조립체의 응답을 측정하기 위한 가속도센서 Ch. 2로 구성된다. Figure 45는 냉각기의 길이방향으로(y-axis) 충격 인가 시 획득된 SRS 결과를 나타내며, Matlab을 통해 산출되

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

었고 사용된 주파수 간격은 1/6옥타브 밴드(Octave Band)로, Q값은 10을 적용하였다. 상기의 결과로부터, SRS Max. 100g의 충격 인가에 대해 진동절연기 적용 시 SRS Max. 0.2g의 뛰어난 충격 저감 성능이 관측되며, 이는 냉각기를 저강성 탄성 지지함으로써 획득된 충격 저감 효과이다. 아울러 본 연구에서 제안한 진동절연기 적용 시 약 200Hz대역에서 SRS Max. 5g가 발생하는 강체구속 조건보다 25배 이상의 충격저감 성능 보장이 가능함을 실험적으로 입증하였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

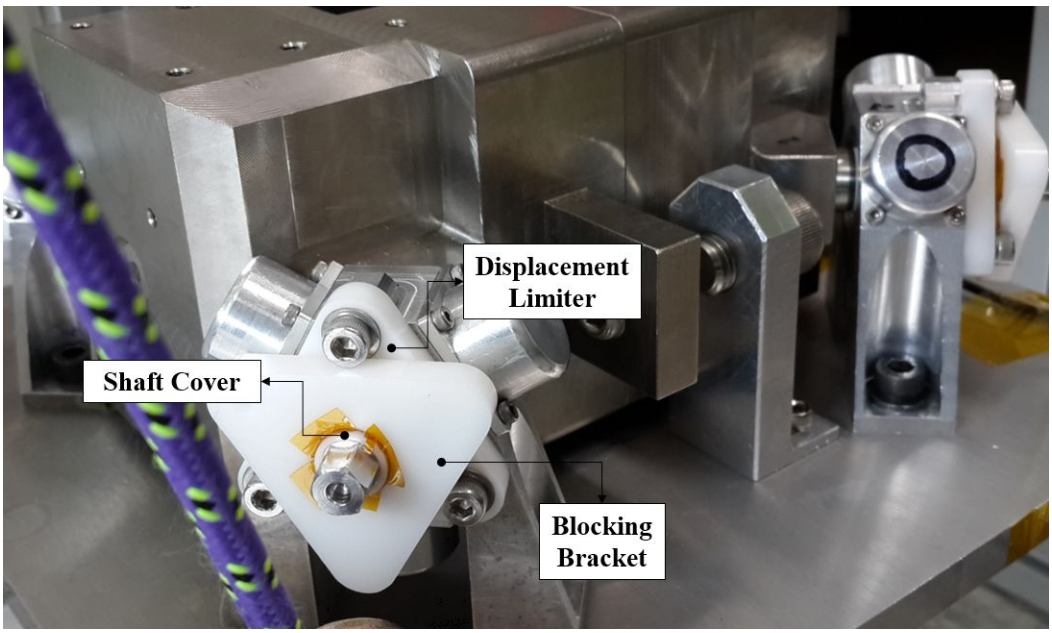


Fig. 39 Rigid Condition by Inserting Blocking Bracket between Displacement Limiter and Shaft Cover

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

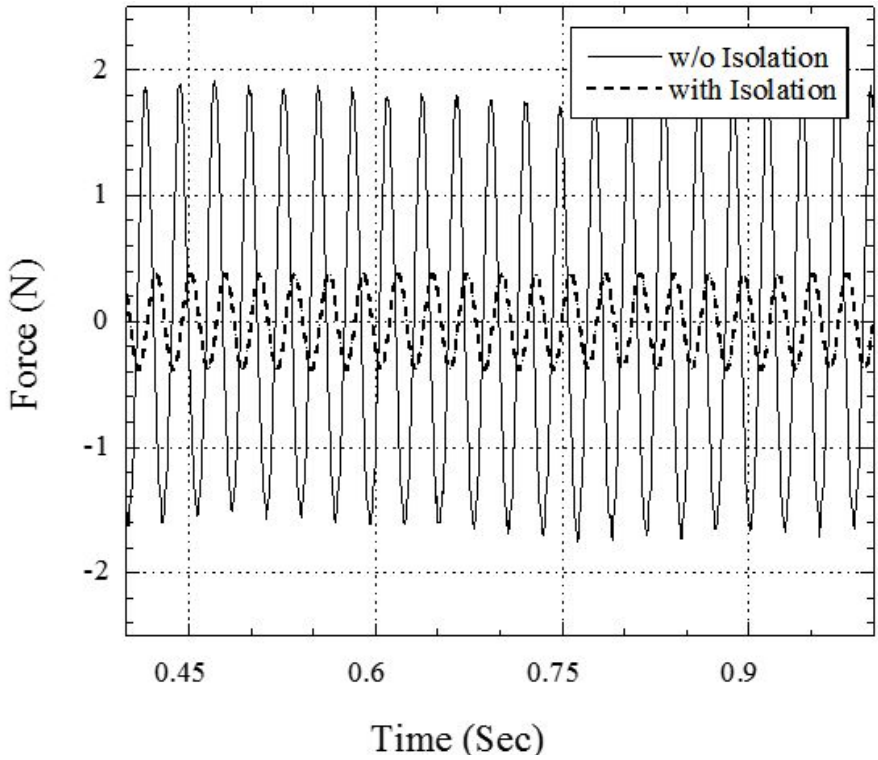


Fig. 40 Time Profiles of Cooler Disturbances under Conditions with and without Isolation

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

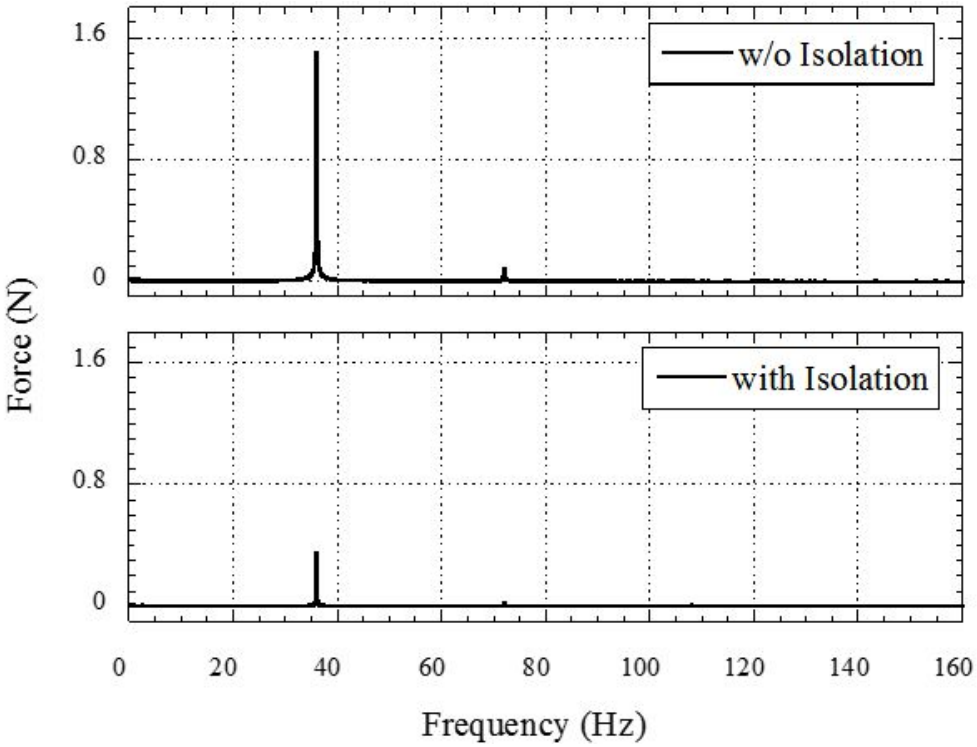


Fig. 41 Cooler Disturbance Level in Frequency Domain under Conditions with and without Isolation

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

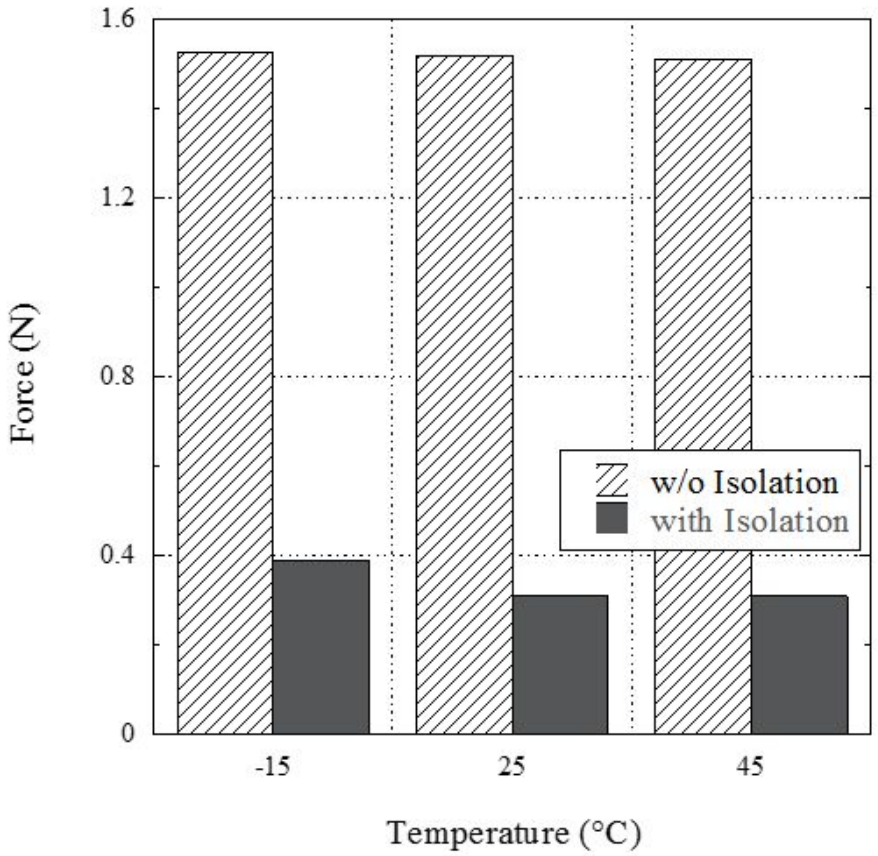


Fig. 42 Maximum Peak Forces at 36Hz under Qualification Temperature Limits

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

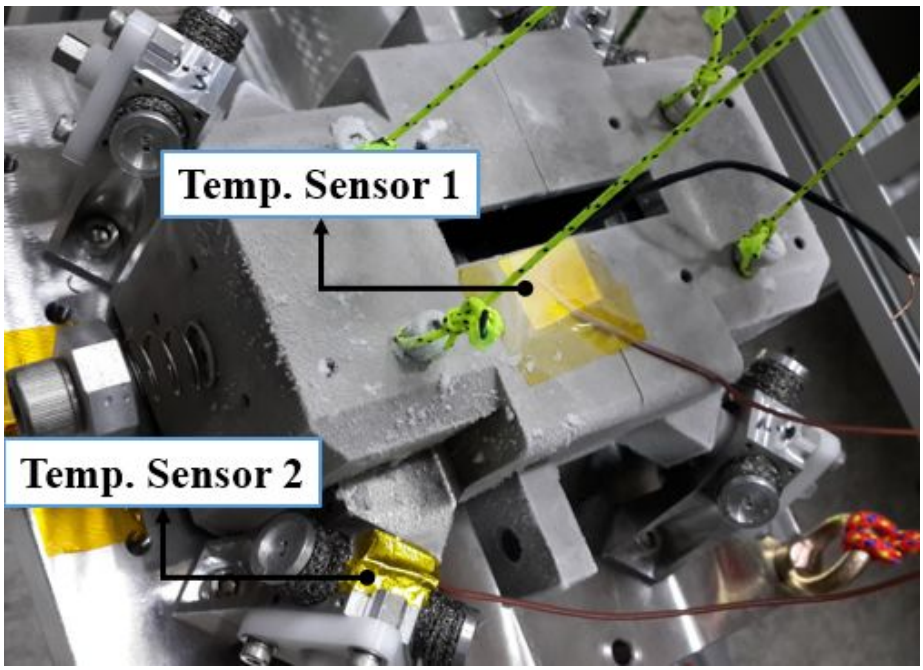


Fig. 43 Micro-vibration Measurement Test Set-up at Low Temperature Condition

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

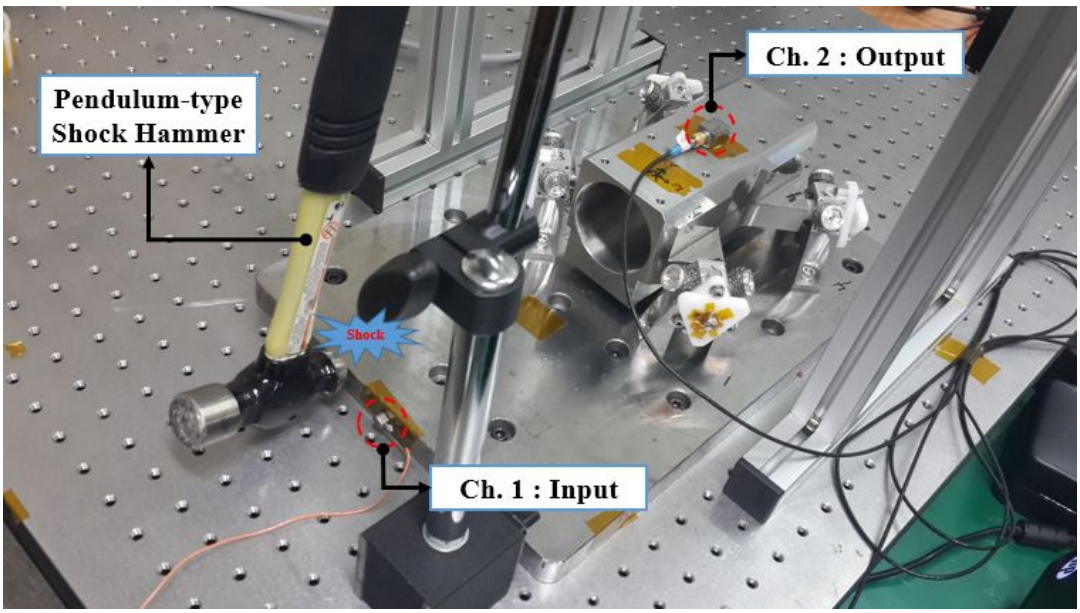


Fig. 44 Shock Test Set-up under 0g Condition

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

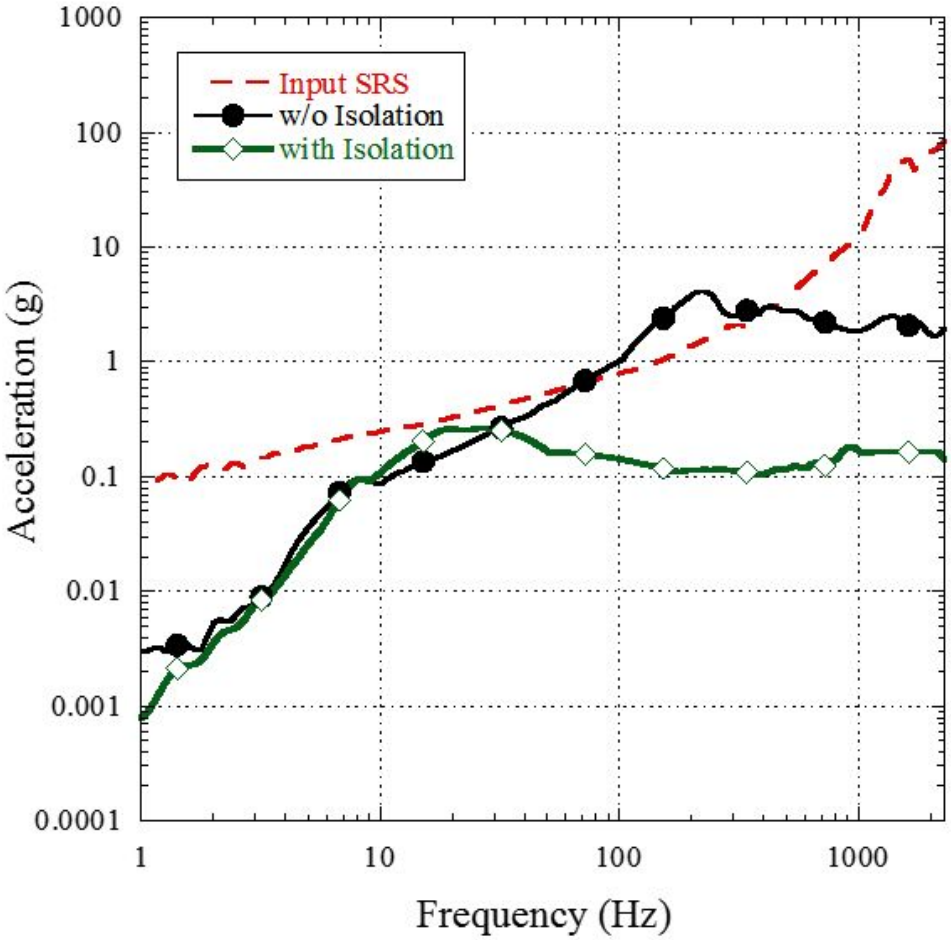


Fig. 45 Shock Test Results of Isolator Assembly under 0g Condition

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 위치 민감도 분석

냉각기 조립체의 조립공차, 궤도상 히트파이프의 축 정렬 불량 또는 열 변형에 의한 이유 등으로 진동절연기 조립체의 위치가 Fig. 46과 같이 공칭위치를 기준으로 ±3mm 범위에서 x-z평면 및 y축 방향으로 위치할 때의 민감성을 분석하기 위해 각 위치에서의 기저면 전달력을 측정 및 비교하였다. Figure 47은 각 방향의 인가 변위에 따른 기저면 전달력을 나타내며, 0g 구현을 위해 사용된 저강성 탄성 와이어를 강제로 이동시키며 각 위치에서의 경향성을 분석하였다. 시험 결과로부터, 진동절연기 최적의 성능 구현을 위해서는 ±1mm 수준에서의 조립정렬이 요구됨을 알 수 있으며, 공칭 위치를 기준으로 공차범위가 증가할수록 기저면으로의 전달력이 증폭되는 경향을 나타내고 있다. 하지만 공차범위가 최대인 경우에도 응답이 증폭되지 않고 강체구속조건에서 얻어진 전달력과 동일한 수준으로 응답이 발생하고 있다. 공차범위가 증가할수록 기저면으로의 전달력이 증가하는 이유는 120° 간격으로 배치된 3개의 스틸 와이어에 0g 장치에 의해 강제로 조정된 냉각기 위치 변화에 따라 장력이 인가되어 진동절연기 지지구조체를 통해 기저면으로 전달되는 전달력이 증가한 것으로 분석된다. 하지만 이는 궤도 0g 환경에서 구현 불가능한 최악의 조건으로, 이와 같이 최대 공차범위로 진동절연기 조립체를 이동시키기 위해서는 약 80N의 외력이 작용해야한다. 한편, y축 방향의 경우 x-z평면보다 전달력 증폭이 완만한 특성을 보이며, 이는 y축이 다른 축에 비해 덜 민감함을 의미한다. 이와 유사한 경향이 Figs. 13, 14의 진동절연기 조립체 정하중시험으로부터 관찰되며, Fig. 13의 1~2mm 범위에서의 강성치로부터 Fig. 47의 결과를 고찰하면, 해당 범위에서의 진동절연기 조립체 강성치는 약 25.35N/mm로서 이로부터 산출되는 고유진동수는 13Hz이다. 이때 Fig. 22의 기본 진동전달률 선도로부터 예상되는 기저면으로의 전달력은 약 0.47N으로서, 2mm범위에서 0.5N을 발생하는 Fig. 47의 결과와 거의 일치한다.

상기의 결과는 진동절연기 조립체의 정량적인 위치 민감성 경향을 나타내며, 실제 진동절연기 조립체의 최적의 성능구현을 위한 공칭위치로의 위치정렬에는 어려움이 존재한다. 하지만 궤도 0g 환경에서는 스틸와이어의 장력이 이완되어 히트파이프와 트랜스퍼라인으로 저강성 지지구조를 구현함으로써 궤도 미소진동 절연에 유효할 것으로 판단하며, 실제 궤도상에서는 보다 향상된 진동절연 성능이 획득 가능할 것으로 판단된다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

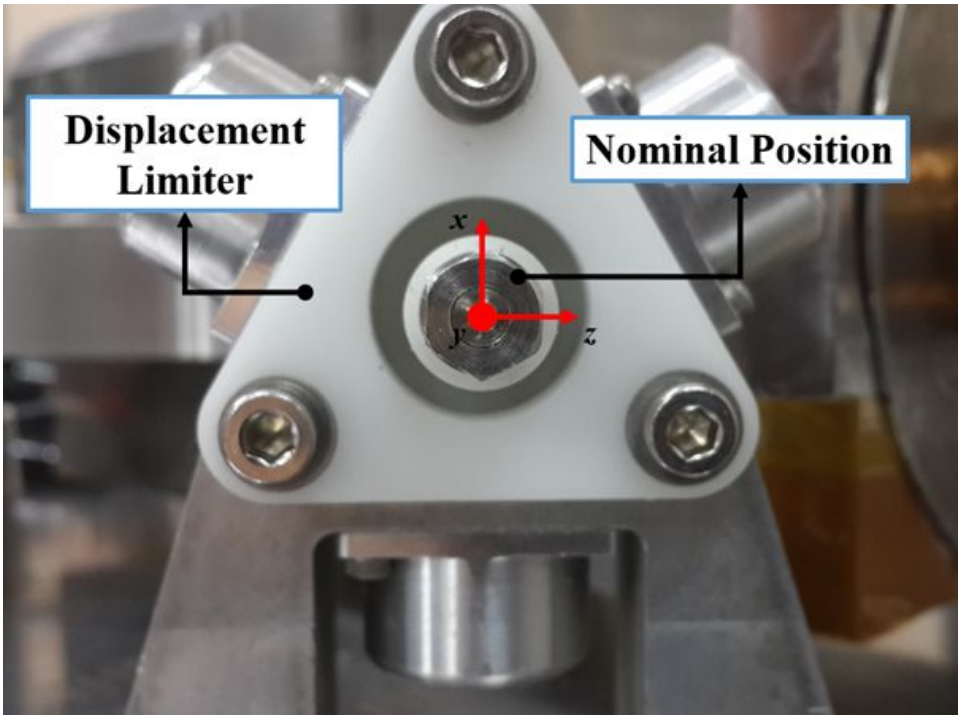


Fig. 46 Nominal Position of the Vibration Isolator Assembly

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

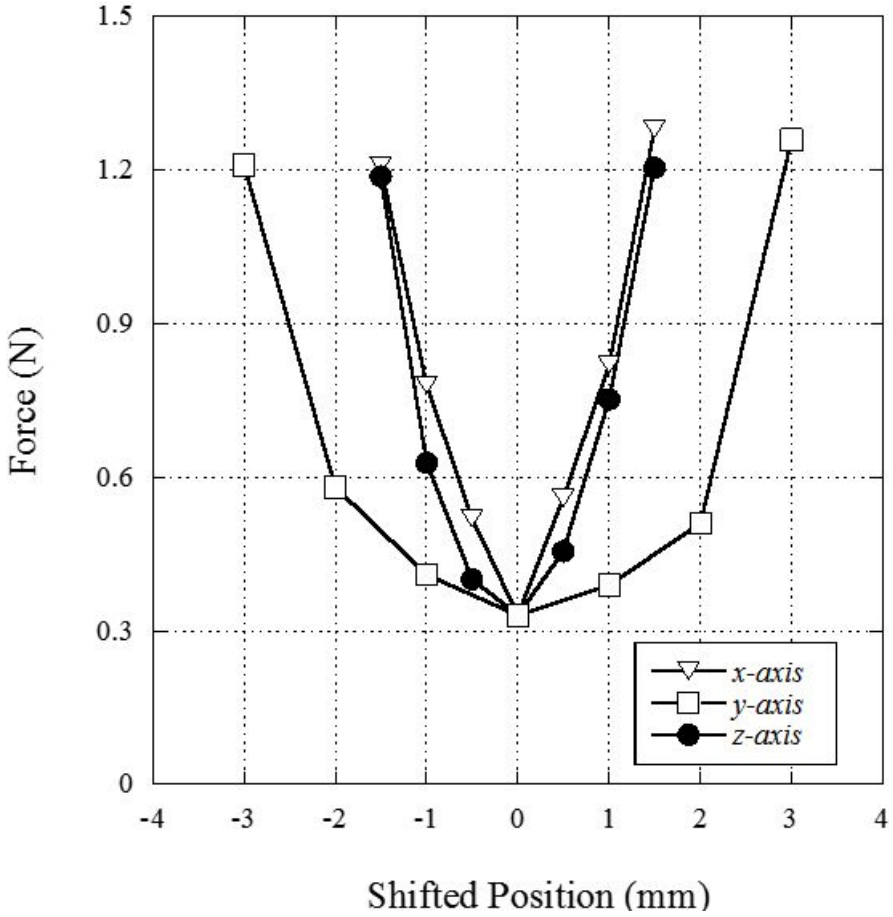


Fig. 47 Maximum Peak Force at 36Hz obtained at Various Cryocooler Positions

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 장 결 론

본 연구에서는 발사환경에서의 구조건전성 확보를 위한 추가적인 발사구속장치의 적용 없이도 발사환경과 궤도환경이라는 상이한 진동환경에 동시 적용 가능한 우주용 냉각기 미소진동저감용 수동형 진동절연기를 제안하였으며, 발사하중 및 궤도미소진동 절연을 목적으로 의탄성 형상기억합금 메쉬 와셔를 적용하였다.

수동형 진동절연기의 기본특성을 파악하기 위해 SMA 메쉬 와셔 자체 및 진동절연기 수준에서의 압축 정하중 시험을 실시하였으며, 진동절연기에 적용된 SMA 메쉬 와셔는 5mm의 큰 압축변위에서도 소성변형 없이 원래의 형상으로 복원되는 특징이 있음을 파악하였다. 또한, 진동절연기 수준에서의 정하중시험 결과 및 진동절연기의 구조형상을 기초로 두 개의 스프링 요소와 점성 감쇠요소로 구성되며, 압축변위에 따라 강성과 점성 감쇠가 가변되는 수학적 등가모델을 제안하였다. 수학적 등가모델로부터 산출한 수치 해 및 추정 파라미터가 실제 진동절연기의 특성을 근사적으로 모사 가능하여 수학적 등가 모델 및 추정된 파라미터의 타당성을 입증하였다. 또한, 진동절연기와 결합된 더미 냉각기 조립체 수준에서의 정하중 시험 및 자유감쇠진동시험을 통해 본 연구에서 제안한 수동형 진동절연기는 작용하중의 크기에 따라 주파수 및 댐핑이 가변되어 발사환경에 상응하는 영역에서는 높은 감쇠비로 발사 진동 저감에 효과적이며, 궤도 미소진동 영역에서는 상대적으로 낮은 고유진동수 및 감쇠비로 가변되어 진동전달력 최소화에 유효함을 확인하였다.

SMA 메쉬 와셔가 적용된 진동절연기의 발사환경에서의 성능 검증을 위해 인증시험 수준에서의 정현파, 랜덤, 충격시험을 수행하였으며, SMA 메쉬 와셔의 큰 변형 유발에 따라 뛰어난 발사하중 저감 성능이 있음을 입증하였으며, 특히 정현파 진동시험에서 100배 이상의 저감성능 보장이 가능함을 입증하였다.

또한, 궤도상 미소진동 측정시험을 통해 우주용 냉각기의 주 가진 주파수인 36Hz에서의 최대 전달력 1.5N에 대해 4.9배 이상의 진동절연 효과가 있음을 입증하였고, 인증온도 범위 내에서 성능 저하 없이 궤도 미소진동 절연성능 보장이 가능함을 입증하였다. 아울러, 냉각기 조립체의 궤도상 히트파이프의 축 정렬 불량 또는 열 변형에 의한 이유 등으로 공칭위치에서 전 방향으로 ±3mm 범위 내로 공차가 존재하더라도, 장력이 이완된 스틸와이어와 트랜스퍼라인, 히트파이프를 통해 저강성 지지구조의 구현이 가능하여 궤도 미소진동 절연에 유효할 것으로 판단한다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

상기의 결과로부터, 본 연구에서 제안한 SMA 메쉬 와셔가 적용된 진동절연기는 설계가 의도한대로 발사하중저감 및 궤도 미소진동 절연성능구현에 유효함을 입증하였다.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【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) 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.

3) D. Poter, C. David and H. John, “Advanced 1.5 Hz Passive Viscous Isolation System”, Proceeding of the 35th AIAA SDM Conference, Hilton Head, South Carolina, April, 1994.

4) Y. K. Kim, H. B. Kim, E. H. Kim and K. S. Kim, "Design of Passive Tuned Vibration Absorber for Linear Cryogenic Cooler Vibration Suppression in Space Application", 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Korea, October 2009.

5) 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.

6) A. M. Veprik, S, Zechtzer, N. Pundak, S. V. Riabzev, C. Kirckonnel and J. Freeman, "Low Vibration Microminiature Split Stirling Cryogenic Cooler for Infrared Aerospace Applications", AIP Conference Proceedings Series, Vol. 1434, No. B, 2012, pp.1473-1480.

7) 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, 2009, pp.707-713.

8) 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.1310-1330.

9) H. U. Oh, K. J. Lee and M. S. Jo, "A Passive Launch and On-orbit Vibration

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Isolation System for the Spaceborne Cryocooler", Aerospace Science and Technology, Vol. 28, No. 1, 2013, pp.324-331.

10) S. H. Youn, Y. S. Jang and J. H. Han, “Compressed Mesh Washer Isolators using the Pseudoelasticity of SMA for Pyroshock Attenuation”, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vol. 21, No. 4, 2010, pp.407-421.

11) H. K. Jeong, J. H. Han, S. H. Youn and J. H. Lee, “Frequency Tunable Vibration and Shock Isolator using Shape Memory Alloy Wire Actuator”, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vol. 25, No. 7, 2014, pp.908-919.

12) X. J. Yan and J. X. Nie, “Study of a New Application Form of Shape Memory Alloy Superelasticity”, Smart Materials and Structures, Vol. 12, No. 6, 2003, pp.14-23.

13) H. U. Oh, K. J. Lee, S. Y. Jeong and S. M. Shin, "Thermal Design of Cryogenic Compressor with Strategies for Keeping Performance of Micro-vibration Isolation System", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 3, 2012, pp.237-242.

14) Radebaugh, R. "Pulse Tube Cryocoolers for Cooling Infrared Sensors", Proceedings of the SPIE, Vol. 4130, 2000.

15) M. V. Gandhi and B. S. Thompson, “Smart Materials and Structures”, Chapman & Hall, London, 1992.

16) H. U. Oh, K. J. Lee and H. H. Choi, “Experimental Demonstration of Cryogenic Cooler Disturbance Attenuation using the Non-linear Passive Isolation System”, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 56, No. 3, 2013, pp. 121-128.

17) J. I. Daniel, “Engineering Vibration” 3rd Edition.

18) H. K. Jeong, “Development of Stiffness Tunable Mesh Isolator Based on Shape Memory Alloy”, 박사학위논문, 2013.

19) Kabe, M. Alvar and L. R. Kendall, "Launch Vehicle Operational Environments", Encyclopedia of Aerospace Engineering, 2010.

20) H. B. Kim, J. H. Oh, S. M. Moon, S. H. Woo and S. S. Lee, "Development of Shock Testing M/C to Simulate Pyro-technic Device Explosion of Space

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Vehicle", Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, Vol. 2000, No. 11, 2000, pp.581-586.

21) J. E. Alexander, "Shock Response Spectrum - A Primer", Sound and Vibration, Vol. 43, No. 6, 2009, pp.6-16.

22) http://www.esl.sun.ac.za/wp/index.php/category/researchgroups/spacesystems

23) D. K. Kim and H. T. Choi, “Velocity Optimization Method of X-band Antenna for Jitter Attenuation”, The 23th International Congress on Sound and Vibration, 2014, Beijing.

24) 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.

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【연 구 실 적】

<해외논문>

1. **Seong-Cheol Kwon**, Su-Hyeon Jeon, Hyun-Ung Oh, "Performance Evaluation of Spaceborne Cryocooler Micro-vibration Isolation System Employing Pseudoelastic SMA Mesh Washer", Cryogenics, 2015, Vol. 67, pp. 19-27, doi:10.1016/j.cryogenics.2015.01.002
2. Hyun-Ung Oh, **Seong-Cheol Kwon**, Se-Hyun Youn, "Characteristics of Spaceborne Cooler Passive Vibration Isolator by Using a Compressed Shape Memory Alloy Mesh Washer", Smart Materials and Structures, 2015, Vol. 24, No. 1, pp. 15009-15019, doi:10.1088/0964-1726/24/1/015009
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

<국내논문>

1. **권성철**, 조문신, 오현웅, "미소진동 발생원으로부터의 전기에너지 재생 및 진동 절연을 위한 복합 시스템의 해석적 검토", 한국항공우주학회지, 2014, Vol. 42, No. 8, pp. 648-653
2. **권성철**, 전수현, 오현웅, "의탄성 형상기억합금 메쉬 와셔가 적용된 수동형 진동 절연기의 수학적 등가모델 도출", 한국항공우주시스템공학회지, 2014, Vol. 8, No. 3, pp. 6-13
3. 전수현, **권성철**, 김대관, 오현웅, "SMA 메쉬 와셔 진동절연기를 적용한 X-band 안테나의 미소진동 절연성능 검토", 한국항공우주학회지, 2014, Vol. 41, No. 11, pp. 988-995
4. **권성철**, 전수현, 오현웅, "SMA 메쉬 와셔를 적용한 우주용 냉각기 수동형 진동 절연기의 궤도 미소진동 절연성능 검증", 한국소음진동공학회지, 2015, Vol. 25, No. 1, pp. 24-32
5. 오현웅, **권성철**, "복수 구조물의 동시 구속 및 분리를 위한 큐브위성의 구조설계", 한국항공우주학회지, 2013, Vol. 41, No. 9, pp. 720-725

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

6. **권성철**, 정현모, 하헌우, 한성현, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 채봉건, 장수은, 오현웅, 한상혁, 최기혁, "우주기반기술 검증용 극초소형 위성 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계" 한국항공우주학회지, 2014, Vol. 42, No. 5, pp. 430-436
7. **권성철**, 전수현, 전영현, 오현웅, "미소진동 발생원으로부터의 전기에너지 재생 및 진동절연을 위한 복합시스템의 실험적 성능검증", 한국항공우주학회지, 심사中
8. 전수현, **권성철**, 김태홍, 김용훈, 오현웅, "블레이드 기어를 적용한 2축 짐발 구동 안테나의 미소진동 절연성능", 한국소음진동공학회지, 2015, Vol. 25, No. 5, pp. 313-320

<학회발표>

1. 오현웅, **권성철**, 전수현, 윤세현, 정호경, "SMA 메쉬와셔를 적용한 발사하중 및 미소진동 저감용 수동형 진동절연시스템의 기본특징", 한국항공우주학회 2014 춘계학술대회
2. **권성철**, 오현웅, "우주용 냉각기 미소진동 절연을 위한 에너지 재생형 진동절연 시스템", 한국항공우주학회 2014 춘계학술대회
3. **권성철**, 오현웅, "SMA 메쉬와셔를 적용한 진동절연기의 수학적 모델", 항공우주시스템공학회 2014 춘계학술대회
4. **권성철**, 전수현, 오현웅, "SMA 메쉬와셔를 적용한 수동형 진동절연기의 미소진동 절연성능 검증", 한국소음진동공학회 2014 추계학술대회, 우수발표 논문 선정
5. 전수현, **권성철**, 김태홍, 김용훈, 오현웅, "블레이드 기어를 적용한 X-밴드 안테나 미소진동 절연성능", 한국소음진동공학회 2014 추계학술대회
6. 오현웅, **권성철**, "비폭발식 분리장치를 적용한 큐브위성의 구조개념설계", 소음진동공학회 2013 춘계학술대회
7. **권성철**, 하헌우, 정현모, 한성현, 이명재, 전수현, 김영욱, 박태용, 강수진, 차진영, 장수은, 채봉건, 오현웅 "우주기반기술 검증용 STEP Cube Lab.의 시스템 설계, 우주과학회 추계학술대회 2013년 큐브위성 특별세션
8. **권성철**, 정현모, 하헌우, 한성현, 전수현, 이명재, 김영욱, 강수진, 박태용, 차진영, 채봉건, 장수은, 오현웅, "우주기초기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계", 항공우주시스템공학회 2013 추계학술대회

조선대학교 CHOSUN UNIVERSITY

9. 장수은, 전수현, **권성철**, 이명재, 한성현, 박태용, 장태성, 오현웅, "Payload Level Launch Environment Verification Test of STEP Cube Lab.", 한국우주과학회 2014 추계학술대회
10. **권성철**, 전영현, 전수현, 오현웅, "우주용 냉각기 발생 미소진동의 전기적 에너지로의 활용 가능성 검토", 한국소음진동공학회 2015 춘계학술대회
11. 전수현, **권성철**, 김태홍, 오현웅, "X-밴드 안테나 미소진동 저감을 위한 SMA 메쉬 와셔의 응용", 한국소음진동공학회 2015 춘계학술대회
12. **Seong-Cheol Kwon**, Su-Hyeon Jeon, Hyun-Ung Oh, "Smart Adaptive Passive Vibration Isolation System for Launch and On-orbit Vibration Isolation", Proceedings of 2015 Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, 2015, Jeju, Korea
13. Su-Hyeon Jeon, **Seong-Cheol Kwon**, Sae-Han Sol Jeong, Myeong-Jae Lee, Hyun-Ung Oh, "Demonstration of the Micro-vibration Isolation Performance of the X-band Antenna by Low Rotational Stiffness Isolator", Proceedings of 2015 Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, 2015, Jeju, Korea

<특허>

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, **권성철**, 전수현, "진동 저감용 고탄성 고댐핑 형상기억합금 메쉬와셔 기어", 출원중

<수상>

1. **권성철**, 이명재, 전수현, 정현모 "큐브위성용 비폭발식 무충격 구속분리 장치의 실험적 성능검증", 2012 한국항공우주학회 학부생 논문경진대회 준우수상

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. 정현모, 권성철, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 차진영, 오현웅, “극초소형위성 TRANSCUBER의 시스템 개념 설계” 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회 우수논문 선정
3. 2013 큐브위성 경연대회 최종 개발팀 선정, 미래창조과학부
4. 권성철, 전수현, 오현웅, “SMA 메쉬와셔를 적용한 수동형 진동절연기의 미소진동 절연성능 검증”, 한국소음진동공학회 2014 추계학술대회, 우수발표 논문 선정
5. 국제우주교육위원회(ISEB) 국제 학생프로그램 연수생 최종 선발

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【감사의 글】

설렘과 두려움을 안고 시작했던 학위 과정, 교수님께서 이 학교에 부임하신 이후 첫 제자로서 본 학위논문을 마무리하며 뒤돌아보니 어느덧 연구실 생활을 한지 2년 반이라는 시간이 흘렀습니다. 학부생부터 시작하여 정말 너무나도 부족하고 철도 없던 저를 이 자리에 오기까지 아낌없는 지원과 가르침으로 이끌어주신 교수님께 감사의 마음을 어떻게 글로 표현할 수 있을까요. 교수님은 제 안의 무한한 가능성을 알아봐 주시고 연구자로서의 소양뿐만 아니라 삶의 자세에 대해 가르침을 주셨습니다. 교수님의 열정적인 지도와 참되신 지도 덕분에 지금의 제가 있을 수 있었습니다. 진심으로 감사드립니다.

아울러 저의 연구에 있어 꼭 필요한 우주용 냉각기 모델을 선뜻 내어주신 조문신 전문님께도 감사드립니다. 또한 발사환경실험을 위해 이른 아침부터 밤늦게까지 함께 고생해주신 정호경 박사님과 한제헌 박사님께도 감사의 말씀을 드리고 싶습니다.

논문 심사를 위해 귀하신 시간을 내주신 우성현 박사님과 윤세현 박사님께도 감사의 말씀을 드리고 싶습니다. 세심하며 명철한 제안과 연구자로서 더욱 깊은 사고를 할 수 있도록 가르쳐주셔서 본 연구에 대해 다시금 되돌아 볼 수 있도록 해주셨습니다. 이에 깊은 감사의 말씀을 드리고 싶습니다.

아울러 큐브위성개발 프로젝트에서 부족한 제가 시스템을 맡아 고생했을 연구실 구성원들에게도 감사의 말을 전하고 싶습니다. 항상 바쁜 일정 속에서도 자기 일처럼 도와준 동기들, 후배들 정말 감사합니다. 이제는 비행 모델의 발사만 남겨두고 있는 시점에서 앞으로 펼쳐질 그대들의 화려한 인생의 첫 발사를 알리는 신호가 되었으면 좋겠습니다.

특히 항상 저의 곁을 지켜주며 마음의 안식을 찾을 수 있도록 함께해준 수현이에게도 감사의 말을 전하고 싶습니다. 힘들 때 즐거울 때 언제나 곁을 지켜주며 연구에 집중할 수 있도록 도와주었기에 지금의 결실을 맺을 수 있었습니다. 꽃같이 아름다운 20대의 절반을 함께해주었고 앞으로 있을 더욱 찬란한 나날들을 함께 빛낼 수 있도록 노력하겠습니다.

마지막으로 항상 저를 믿고 지지해주시며 아낌없는 사랑으로 보살펴주시는 부모님께 이 논문을 바칩니다. 이 외에 제가 미쳐 언급하지 못한 고마운 분들이 너무나 많습니다. 그 분들의 이름을 모두 새기지 못함을 죄송하게 생각하며, 대신 제 깊은 감사의 말로 이글을 마칠까 합니다. 진심으로 감사드립니다.

2015년 4월

권성철

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

권성철의 석사학위논문을 인준함

위원장 항공우주연구원 책임연구원 우 성 현 (인)

위 원 항공우주연구원 책임연구원 윤 세 현 (인)

위 원 조선대학교 교수 오 현 웅 (인)

2015년 5월

조선대학교 대학원