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

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

[UCI]I804:24011-200000267234

2019년 2월

석사학위 논문

우주용 냉각기의 미소진동 저감을 위해 점탄성 접착테이프가 적용된 적층형 블레이드 진동절연기에 관한 연구

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

전 영 현

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

우주용 냉각기의 미소진동 저감을 위해 점탄성 접착테이프가 적용된 적층형 블레이드 진동절연기에 관한 연구

- A Study on Multi-layered Blade Isolator with Viscoelastic Adhesive Tape to attenuate Micro-vibration of Spaceborne Cooler -

2019년 2월 25일

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

전 영 현

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

우주용 냉각기의 미소진동 저감을 위해 점탄성 접착테이프가 적용된 적층형 블레이드 진동절연기에 관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함.

2018년 12월

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

전 영 현

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

전영현의 석사학위논문을 인준함

위원장	조선대학교	교수	이 창 열 (인)
위 원	조선대학교	교수	김 태 규 (인)
위 원	조선대학교	교수	오 현 웅 (인)

2018년 10월

조선대학교 대학원

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

목 차

LIST OF FIGURES ····· vii

LIST OF TABLES ····· ix

ABSTRACT ····· x

제 1 장 서 론 ····· 1

제 2 장 연구제안 배경 ····· 6

제 1 절 Pulse Tube형 우주용 냉각기 ····· 6

제 2 절 종래의 우주용 냉각기용 진동절연기 ····· 9

제 3 장 점탄성 접착테이프가 적용된 적층형 블레이드 진동절연기 ····· 18

제 1 절 적층형 블레이드 개요 ····· 18

제 2 절 적층형 블레이드 제작 ····· 25

제 4 장 적층형 블레이드 진동절연기의 기본특성 시험 ····· 27

제 1 절 자유감쇠진동 시험 ····· 27

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 온도특성 시험 ····· 33
제 3 절 수학적 모델링 ····· 35

제 5 장 미소진동절연성능 평가 ····· 40
제 1 절 미소진동 측정 시험 ····· 42
제 2 절 위치민감도 시험 ····· 46

제 6 장 발사진동 시험 ····· 50
제 1 절 Low Level Sine Sweep ····· 52
제 2 절 정현파 진동 시험 ····· 57
제 3 절 랜덤 진동 시험 ····· 61
제 4 절 설계 유효성 검증 ····· 65

제 7 장 열진공 시험 ····· 68

제 8 장 전자주사현미경 촬영 ····· 74

제 9 장 결 론 ····· 77

【참고문헌】 ····· 78
【연구실적】 ····· 81
【감사의 글】 ····· 84

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Image Quality Degradation due to Micro-vibration induced by the Cryogenic Cooler ····· 5
Fig. 2 Example of Pulse-tube Type Cryogenic Cooler[14] ····· 7
Fig. 3 Vibration Disturbance of Pulse-tube and Stirling Type Cooler[13] ····· 8
Fig. 4 Conventional SMA Blade Isolator ····· 12
Fig. 5 Test Set-up for Launch Vibration Test ····· 13
Fig. 6 Results of Random Vibration Test ····· 14
Fig. 7 Fracture on SMA Blade during Sine Vibration Test ····· 15
Fig. 8 Multi-layered Blade with Viscoelastic Adhesive Tape ····· 20
Fig. 9 Multi-layered Blade Isolator Configuration ····· 21
Fig. 10 The 1st Eigenfrequency according to Number of Layers derived from Analysis ····· 22
Fig. 11 Manufacturing Process of Multi-layered Blade with Adhesive Tape ····· 26
Fig. 12 Test Set-up for Free-vibration Test ····· 30
Fig. 13 Free-vibration Test Results of each Case ····· 31
Fig. 14 Basic Characteristics Variation according to Various Temperatures ····· 34
Fig. 15 Numerical Equivalent Model ····· 38
Fig. 16 Transmissibility of with and without Isolation ····· 39
Fig. 17 Test Set-up for Micro-vibration Measurement Test ····· 41
Fig. 18 Time Domain acquired to Micro-vibration Measurement Test ····· 43
Fig. 19 Frequency Domain acquired to Micro-vibration Measurement Test ····· 44
Fig. 20 Nominal Position of the Blade Isolator ····· 47
Fig. 21 Position Sensitivity Test Result ····· 48
Fig. 22 Comparison of Position Sensitivity for Conventional Isolators

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

and Multi-layered Blade Isolator ····· 49
Fig. 23 Test Set-up for Launch Vibration Test ····· 51
Fig. 24 Low Level Sine Sweep Results of each Case ····· 54
Fig. 25 Plastic Deformation on Blade during Sine Vibration Test along the x-axis ····· 56
Fig. 26 Sine Vibration Test Results ····· 60
Fig. 27 Random Vibration Test Results ····· 64
Fig. 28 Comparison of LLSS Results for Before and After Test ····· 66
Fig. 29 Visual Inspection Check on Blade after Launch Vibration Test ··· 67
Fig. 30 Test Set-up for Thermal Vacuum Test ····· 69
Fig. 31 Temperature Profile during Thermal Vacuum Test ····· 71
Fig. 32 Visual Inspection Check after Thermal Vacuum Test ····· 73
Fig. 33 Inspection Point for SEM ····· 75
Fig. 34 SEM Microphotograph Results of Inspection Points ····· 76

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF TABLES

Table 1 Specification for Sine Vibration Test ····· 16
Table 2 Specification for Random Vibration Test ····· 17
Table 3 Summary of defined each Case ····· 23
Table 4 Properties of Adhesive Tape ····· 24
Table 5 Summary of Basic Characteristics ····· 32
Table 6 Comparison of Basic Characteristics for Free vibration Test and LLSS Results ····· 55
Table 7 Specification for Thermal Vacuum Test ····· 70
Table 8 Comparison Basic Characteristics for Before and After Thermal Vacuum Test ····· 72

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

ABSTRACT

A Study on Multi-layered Blade Isolator with Viscoelastic Adhesive Tape to attenuate Micro-vibration of Spaceborne Cooler

by Jeon, Young-Hyeon
Advisor : Prof. Oh, Hyun-Ung, Ph. D.
Department of Aerospace Engineering
Graduate School of Chosun University

The spaceborne cryogenic cooler has been widely used to cool down the focal plane of an image sensor of the observation satellite. However, the cooler generates the undesirable micro-vibration disturbances during its operation, and it may seriously degrade the image quality when transmitted to the on-board imaging system. Therefore, the micro-vibration induced by the cooler should be isolated from the imaging system to achieve the high quality image in-orbit. In general, to isolate micro-vibration of the cooler, passive vibration isolation strategy based on principle of frequency decoupling have been widely used owing to the system simplicity compared with the active isolation approach. In this strategy, the cryocooler is supported by low-stiffness isolator to decouple the 1st eigenfrequency of the cooler assembly from the cooler excitation frequency. However, this isolator cannot guarantee the structural safety of the cooler assembly or isolator under severe launch loads due to its weak stiffness. This problem can be solved by applying an additional launch-locking mechanism to securely hold the cooler in launch and safely release it in-orbit. However, increased system complexity and development cost become unavoidable. In addition, if the launch-lock device fails to

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

release its constraint in-orbit, the isolation performance cannot be expected anymore.

In this study, to overcome aforementioned problem of conventional passive isolator, the multi-layered blade isolator was proposed. The isolator has advantage that it can apply to both launch and on-orbit environments without implementing an additional launch-lock device. The main feature of the isolator is multi-layered blade with viscoelastic adhesive tape. The multi-layered blade is laminated with thin metal plates. And the adhesive tapes are attached between each blade as viscoelastic materials. In this manner, the load distribution and energy dissipation effects can be expected. Futhermore, the multi-layered blade is flexible on the main driving direction of the cooler, and while having higher stiffness on other axis including gravitational axis. Therefore, proposed isolator can minimize the influence of gravity and position sensitivity.

To confirm the basic characteristics of the isolator, free-vibration test at cooler assembly level was performed. Moreover, the micro-vibration isolation performance was evaluated through micro-vibration measurement test and position sensitivity test. The effectiveness of the isolator design under launch environment was verified through launch environment test at qualification level. To confirm the influence on isolation performance on thermal vacuum environment, thermal vacuum test was performed.

Key Word : Spaceborne Cooler, Micro-vibration, Launch Vibration, Isolator, Multi-layered Blade, Viscoelastic Adhesive Tape

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 장 서 론

우주용 냉각기는 적외선 검출기 초점면부를 극저온 냉각하여 검출기의 열잡음(Thermal Noise)을 최소화하기 위해 고해상도 관측위성에 탑재된다. 그러나 상기 냉각기는 궤도운영동안 기계적 구동에 의해 단일 주파수 형태의 미소진동을 유발하며, 이러한 미소진동은 크기가 극히 미소한 수준임에도 위성체로 전달될 경우 관측위성의 시선각이을 교란시켜 Fig. 1과 같이 고해상도 영상품질을 저하시키는 주된 원인으로 작용한다. 따라서 최근 고해상도 영상수요 증가 및 임무의 고도화로 인해 관측 위성의 영상품질 요구조건이 엄격화 되고 있는 추세에 있어 이와 같은 미소진동 저감을 위한 진동절연기술의 개발이 필수적이다. 한편, 우주용 냉각기의 미소진동 저감을 위해 시스템의 간소화 및 구현이 용이한 장점으로 수동형 진동절연방식이 일반적으로 적용되고 있다. 특히 수동형 방식 중, 냉각기 장착면에 진동절연기를 배치하여 냉각기를 저강성 탄성 지지함으로써 냉각기 구동주파수와 진동절연기가 결합된 냉각기의 고유진동수간의 주파수 분리를 구현하는 방식이 주로 적용되고 있다[1-6].

이에 대한 대표적인 예로, Riabzev et al.[4]은 코일 스프링이 횡방향에 대해 비교적 저강성을 지니는 특성을 이용하여 수동형 3단 스프링-질량 절연시스템을 제안하였으며, 수학적 시뮬레이션 및 시험을 통해 상기 절연시스템의 설계 유효성을 검증하였다. 또한 Kamesh et al.[5]은 플렉셔 타입의 수동형 진동절연기를 제안하고 플렉셔의 다양한 두께에 따라 절연성능을 비교함으로써 플렉셔의 강성이 주파수분리에 기인한 진동절연성능에 미치는 영향성을 분석한바 있다. Richard et al.[6]은 우주용 냉각기를 저강성 탄성 지지하는 헥사곤 형태의 진동절연기를 제안하였으며, 미소진동측정 시험을 통해 냉각기의 외란력이 최대 20dB까지 저감됨을 확인하였다.

그러나 전술한 수동형 진동절연 방식의 경우, 궤도상에서의 미소진동 절연성능 확보를 목적으로 저강성 탄성 지지구조를 형성한 관계로 극심한 발사환경에서 진동절연기 및 이로 저강성 탄성 지지된 냉각기의 구조건전성 확보가 어려운 단점이 존재한다. 이를 위해, 별도의 발사구속장치를 적용할 경우 전술한 구조건전성의 문제점 해결에는 용이하나, 위성 시스템 측면에서의 무게 증가, 개발

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

비용 증액, 시스템 복잡화 및 이에 따른 신뢰도 저하의 문제점이 존재한다. 또한 궤도상에서 발사구속장치의 구속해제를 실패할 경우 냉각기로부터 수반되는 미소진동 절연이 불가능하며, 이는 관측위성의 고해상도 영상정보 획득 임무의 실패로 이어진다.

따라서 전술한 문제점을 극복하기 위해, Oh et al.[7]은 별도의 발사구속장치의 적용 없이도 진동 환경이 상이한 발사 및 궤도 환경에 동시 적용 가능한 수동형 진동절연기(PLOVIS)를 개발하였다. 상기 진동절연기는 저강성의 코일스프링을 통해 냉각기를 저강성 탄성 지지함으로써 주파수 분리에 기인한 미소진동 절연성능을 확보함과 동시에, 진동절연기에 변위구속블록을 적용하여 발사환경에의 구조건전성을 보장하였다. 그러나 설계 유효성 검증을 위해 인증수준에 준하는 발사진동 시험을 수행한 결과, 정현파 진동 시험에서 냉각기의 설계 하중에 대한 요구조건을 만족했음에도 불구하고 미소진동 절연을 목적으로 적용된 코일스프링의 감쇠특성 부재로 발사환경에서는 아무런 진동감쇠 역할을 하지 못한 단점이 존재하였다. 이는 향후 위성시스템의 설계 요구조건이 더욱 엄격해질 경우 발사환경에서의 구조건전성 확보가 어려울 수 있다.

이에 따라, Oh et al.[8]는 전술한 발사환경에서의 감쇠특성 부재의 단점을 보완하기 위해, 초탄성 형상기억합금 (Shape Memory Alloy, SMA) 소재의 메쉬와셔를 이용한 초탄성 SMA 메쉬와셔 진동절연기를 제안하였다. 상기 진동절연기는 SMA의 초탄성 효과 및 메쉬구조의 형상특성에 주목하여 발사환경에서의 고감쇠특성을 확보하고자 하였다. 실제 인증수준에서의 정현파 진동 시험에서 기 선행연구인 PLOVIS[7]보다 100배 이상의 발사진동 저감효과를 나타내었다. 그러나 미소진동 절연성능 평가를 위한 지상 1g 조건에서의 미소진동측정 시험에서, SMA 메쉬와셔가 냉각기 자중에 의해 압축됨에 따라 미소진동이 진동절연기의 구조체를 통해 냉각기 장착면으로 전달되어 실제 궤도환경에서 기대되는 진동절연성능 검증의 어려움이 존재하였다. 또한 진동절연기의 정렬오차에 따라 미소진동절연성능이 변화하여 안정적인 성능보장이 불가능한 위치민감도의 단점이 존재하였다.

이에 대해 Kwon et al.[9]은 전술한 문제점을 극복하기 위해 초탄성 SMA 블레이드 진동절연기를 제안하였다. 블레이드 형상의 진동절연기는 1g 및 0g에 관계

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

없이 안정적인 미소진동절연성능 보장이 가능하고, 기존 SMA 메쉬와셔 진동절연기와 비교하여 진동절연기의 정렬오차에도 강성 변화가 미소하여 위치민감도에 대해 둔감한 장점을 가진다. 진동절연기의 설계 유효성은 1g 및 모사 0g 환경에서의 미소진동측정 시험과 위치민감도 시험을 통해 검증되었다. 그러나 상기 진동절연기는 지상 1g 조건에서 냉각기 자중에 의한 초기하중 및 발사진동 시험으로 인한 동하중의 조합으로, 블레이드부에 응력 및 피로가 집중되어 구조건전성 확보측면에 있어서 개선이 요구되었다.

따라서 본 연구에서는 기존 SMA 블레이드 진동절연기[9]의 구조건전성 개선을 목적으로 점탄성 접착테이프가 적용된 적층형 구조의 블레이드에 주목하였다. 이와 같이 점탄성 접착테이프를 활용한 선행연구의 대표적 예로, Minesugi et al.[10]은 위성용 고댐핑 부재에 관한 연구의 일환으로 두 개의 금속 판 사이에 폴리이미드 테이프를 적용하여 테이프가 없는 조건과 진동감쇠 특성을 비교하였으며, 진동시험을 통해 그 효과를 입증하였다. 시험 결과, 폴리이미드 테이프는 테이프가 적용되지 않은 조건보다 진동저감 성능이 5배 이상 높음을 확인하였다. 또한 적층형 박막구조를 활용한 선행연구의 대표적 예로는, Stoudt et al.[11]은 나노크기의 다층형 코팅 필름이 일반 코팅필름에 비해 피로 내구성이 우수하다는 가설을 세우고 이에 대해 수명시험을 수행하여 실험적으로 증명한 바 있다. 수명시험은 필름에 반복적인 하중을 가함으로써 피로파괴에 대한 내구성을 평가하였으며, 다층형 코팅 필름이 일반적인 필름에 비해 반복적 하중에 대해 6배 이상의 주기를 견딜 수 있음을 입증하였다.

따라서 선행연구[10, 11]에서 제시된 결과에 근거하여, 본 연구에서는 별도의 발사구속장치의 적용 없이도 극심한 발사환경 하에서 구조건전성 보장이 가능함과 동시에 궤도 미소진동절연성능을 확보하는 적층형 블레이드 진동절연기를 제안하였다. 제안된 진동절연기는 얇은 박막의 블레이드가 다층으로 적층되고 각 블레이드 층 사이에 점탄성 접착테이프가 적용된다. 상기 접착테이프는 열진공 환경에서의 사용을 위해 탈기체 특성(Out-gassing) 요구조건을 만족하는 테이프가 사용되었다. 추가적으로 본 진동절연기는 지상 1g 환경에서 미소진동측정 시험 시, 중력의 영향성이 최소화되어 안정적인 미소진동절연성능을 보장함에 따라 별도 중력보상장치의 구현이 요구되지 않으며, 진동절연기의 정렬위치에 관

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

계없이 위치민감도에 대해 미소진동절연성능 변화가 둔감한 장점을 가진다. 본 연구에서는 제안된 진동절연기의 기본특성을 확인하기 위해 냉각기 조립체 수준에서 자유감쇠진동 시험을 수행하였으며, 각 블레이드 층간의 점탄성 접착테이프 유/무에 따른 특성을 비교하였다. 또한 미소진동측정 시험 및 위치민감도 시험을 수행하여 미소진동절연성능의 설계 유효성을 검증하였으며, 인증수준에 부합하는 발사진동 시험을 수행하여 발사환경에서의 설계유효성을 검증하였다. 마지막으로, 열진공 환경에서 접착테이프가 적용된 진동절연기의 성능변화 여부 확인을 위해 열진공 시험을 수행하였다.

본 논문의 구성으로 다음의 2장에서는 점탄성 접착테이프가 적용된 적층형 블레이드 진동절연기의 연구제안 배경을 설명하였다.

제 3장에서는 본 연구에서 제안하는 적층형 블레이드의 개요 및 제작방법에 대해 설명하였다.

제 4장에서는 진동절연기의 기본특성 확인을 위한 자유감쇠진동 시험 및 온도특성 시험에 대해 서술하고 이에 대한 결과를 기술하였다.

제 5장에서는 미소진동절연성능 평가를 위한 미소진동 측정시험 및 위치민감도 시험에 대한 결과를 서술하였다.

제 6장에서는 인증수준에 준하는 발사진동 시험 결과를 기술하였다.

제 7장에서는 열진공 환경이 접착테이프가 적용된 진동절연기의 성능변화에 미치는 영향성을 파악하기 위해 수행된 열진공 시험 및 결과에 대해 서술하였다.

제 8장에서는 환경시험 이후 블레이드의 내부 진전된 균열 및 접착성능 저하 여부를 확인하기 위해 수행된 전자주사현미경 촬영결과에 대해 서술하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

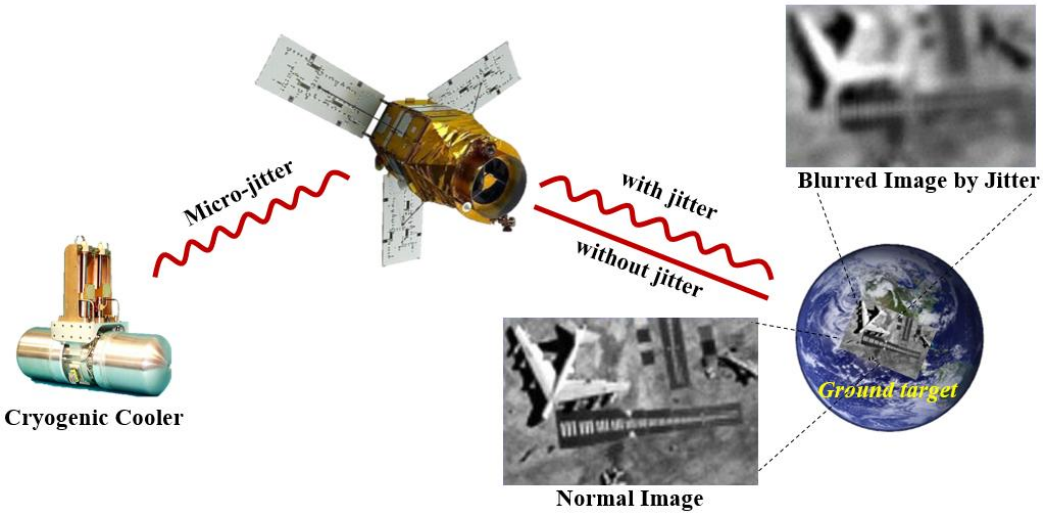


Fig. 1 Image Quality Degradation due to Micro-vibration induced by the Cryogenic Cooler

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 장 연구제안 배경

제 1 절 Pulse Tube형 우주용 냉각기

고해상도 관측위성의 적외선 검출기는 광학계를 통해 입사되는 관측 대상체의 적외선 광자를 감지하는 장치로써, 감지된 각 적외선의 에너지 차이를 분석 및 전기적 신호로 전환함으로써 화상으로 나타낸다. 그러나 검출기는 적외선에너지를 화상화하는 신호처리 과정에서 상당수준의 열잡음(Thermal Noise)이 발생한다. 우주용 검출기는 온도분해능 향상을 위해 적외선 감지에 있어 복사에너지의 미세한 온도차이도 식별 가능한 광반도체 소자가 적용되기 때문에, 상기의 열잡음은 온도에 매우 민감한 광반도체 소자에 영향을 미쳐 검출기의 성능을 저하시키는 요인으로 작용한다. 따라서 검출기의 성능보장을 위해서는 임무장비 운용 시 극저온 냉각이 필수적이다[12].

Pulse Tube형 냉각기는 위성 검출기를 포함하여 임무탑재 장비의 극저온 냉각을 위해 위성에 일반적으로 적용되는 냉각기로써, Fig. 2와 같이 냉매를 압축하기 위한 압축기(Compressor), 압축된 냉매의 수송을 위한 트랜스퍼라인(Transfer Line), 임무장비와의 열교환을 위한 냉촉(Cold Finger)로 구성된다. 상기 Pulse Tube형 냉각기는 Fig. 3과 같이 Stirling형 냉각기에 비해 궤도 운영 시 저진동 구현이 가능한 장점을 가지기 때문에 관측위성에 주로 적용되고 있다[13].

우주용 냉각기는 위성의 궤도운영동안 신뢰도를 만족하기 위해 비상모드를 제외하고는 상시 운영되며, 단축 방향 및 단일 주파수 형태로 구동된다. 그러나 전술한 바와 같이 이러한 냉각기의 구동은 관측위성의 영상품질을 저하시키기 때문에, 냉각기의 냉각성능 이외에도 궤도상 진동발생에 대한 고려도 반드시 필요하다. 본 연구에서 진동절연기 적용을 위해 목표한 Pulse Tube형 냉각기는 약 3.8kg의 무게를 가지며, 주요 구동 주파수 40Hz에서 최대 1.4N의 외란력을 발생시킨다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

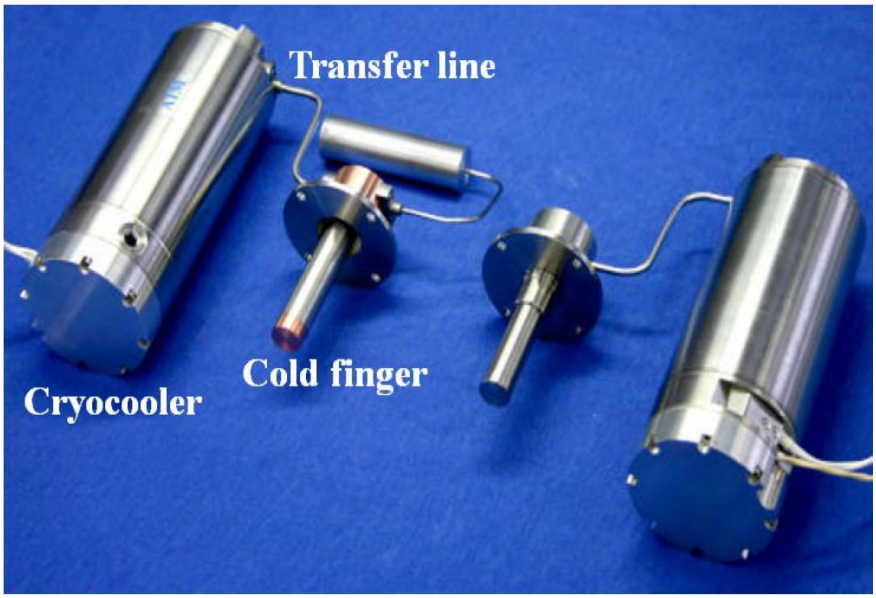


Fig. 2 Example of Pulse-tube Type Cryogenic Cooler[14]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

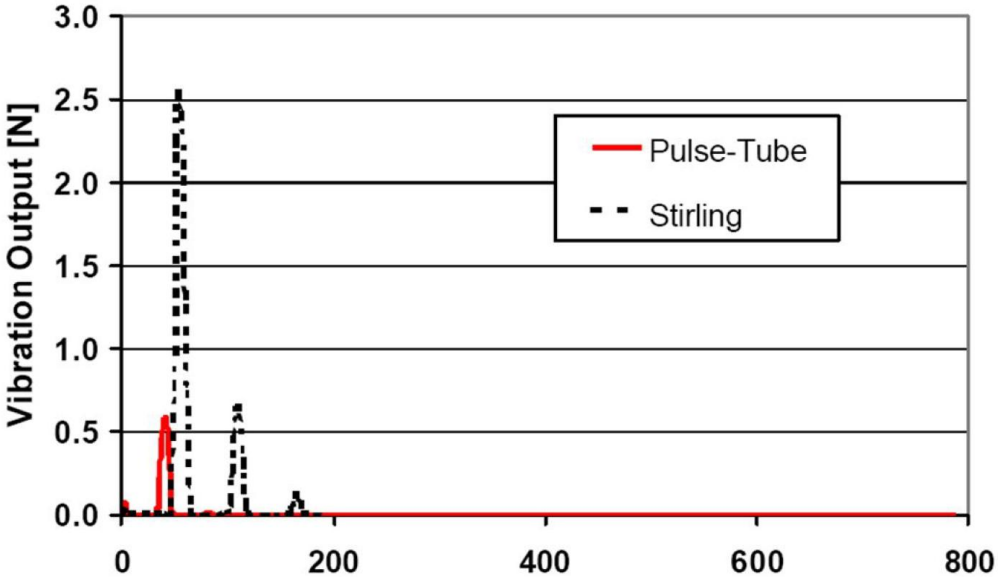


Fig. 3 Vibration Disturbance of Pulse-tube and Stirling Type Cooler[13]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 종래의 우주용 냉각기용 진동절연기

기존 선행연구에서는 우주용 냉각기의 미소진동 절연을 목적으로 초탄성 SMA 메쉬와셔 진동절연기[8]가 제안된바 있다. 상기 진동절연기는 발사환경에서 SMA의 초탄성 효과 및 메쉬와셔의 대변형 특성에 기인한 에너지 소산 효과에 주목하여 발사진동환경에서 효과적인 진동저감 성능을 나타내었다. 그러나 상기 진동절연기는 지상 1g 환경에서의 미소진동측정 시험 시, SMA 메쉬와셔가 냉각기 자중에 의해 압축됨에 따라 냉각기의 미소진동이 진동절연기 구조체를 통해 기저면으로 전달되어 실제 궤도환경에서 기대되는 미소진동 절연성능 측정에 있어 어려움이 존재하였다. 이를 위해 별도의 중력보상장치를 적용할 경우, 냉각기 자중에 의해 압축된 메쉬와셔가 본래의 형상으로 회복되어 전술한 문제점의 극복이 가능하나, 냉각기가 위성체 내부에 장착된 상태인 위성 시스템 수준의 시험에서는 공간적 제약으로 보상장치의 접근성 확보가 어려운 한계점이 존재한다. 또한 진동절연기의 정렬위치가 공칭위치(Nominal Position)로부터 이격될 시, 진동절연기의 강성이 증가함에 따라 목적하는 주파수 분리가 구현되지 않아 절연성능이 현저하게 감소하는 문제점이 존재하였다. 이는 냉각기 및 진동절연기 조립과정에서의 정렬오차. 발사환경에서의 축 정렬 틀어짐 및 궤도상 열변형에 의한 히트파이프의 정렬오차 등의 원인으로 목적하는 궤도 미소진동절연성능 구현이 불가능할 가능성이 있음을 의미한다. 따라서 지상 1g환경에서 중력의 영향성이 최소화되며, 위치민감도에 대해 둔감한 수동형 진동절연기의 개발이 요구되었다.

이에 따라 기존 초탄성 SMA 메쉬와셔 진동절연기[8]의 문제점을 극복하기 위해, 초탄성 SMA 블레이드 진동절연기[9]가 제안되었다. 상기 진동절연기에 적용된 블레이드는 냉각기 주요 구동방향에만 유연하고, 중력 방향을 포함한 다른 2축에 대해서는 비교적 고강성을 지니기 때문에 중력 및 위치민감도에 대한 영향성이 최소화되는 장점을 가진다. 미소진동절연성능의 설계 유효성은 미소진동측정 시험 및 위치민감도 시험을 수행하여, 지상 1g 환경의 미소진동측정 시험에서 별도의 중력보상장치의 구현이 불필요하며 진동절연기의 공칭위치 정렬 오차에도 안정적인 미소진동 절연성능 보장이 가능함을 실험적으로 입증하였다.

한편, 상기의 블레이드 진동절연기는 발사환경에서 구조건전성을 확보하기 위해 형상기억합금(SMA)의 초탄성 효과에 주목하였다. 형상기억합금은 일반적으로

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

오스테나이트 종료온도 (Austenite Finish Temperature, A_f)와 주변 환경온도간의 상호관계에 따라 형상기억 효과(Shape Memory Effect)와 초탄성 효과(Hyperelastic Effect)를 갖게 된다. 형상기억효과는 주변 환경온도가 A_f 온도보다 낮은 조건에서, 외부 하중인가에 의해 형상기억합금의 형상이 변형되어도 A_f 이상의 온도로 열을 가해줄 시 본래의 형상으로 회복하는 특성을 말한다. 초탄성 효과는 주변 환경온도가 A_f 이상의 온도인 상태에서 하중이 인가되어 형상변형이 발생하여도 하중을 제할 시 잔류응력 없이 본래의 형상으로 회복하는 특성을 말한다[15]. 따라서 초탄성 형상기억합금은 상기 특성에 기인하여 과도한 하중이 인가되어도 소성변형 없이 최대 8%의 변형까지 견딜 수 있으며[9], 최대 1% 이내의 변형까지 견딜 수 있는 일반적인 금속에 비해 넓은 탄성 범위를 갖는다. 또한 초탄성 효과를 활용한 선행연구[16]에서는 초탄성 형상기억합금은 하중에 의한 변형 발생 시 오스테나이트 및 마르텐사이트 상호간의 상변화에 기인한 에너지소산 효과 때문에 일반적인 금속에 비교하여 피로 내구성이 뛰어남을 제시하고 있다. 전술한 연구결과들에 근거하여 기존 SMA 블레이드 진동절연기[9]에서는 발사환경에서 약한 강성을 갖는 블레이드의 구조건전성을 보장하기 위해 초탄성 형상기억합금을 적용하였다.

Figure 4 (a)는 전술한 초탄성 SMA 블레이드 진동절연기의 분해도를 나타낸다. 상기 진동절연기는 크게 지지 브라켓 조립체, 초탄성 SMA 블레이드, 인터페이스 블록, 고무 커버로 구성된다. 지지 브라켓 조립체는 변위구속블록, 내부 브라켓, 내부 고무 커버 및 지지 브라켓으로 구성된다. 냉각기의 허용변위는 발사환경에서 냉각기와 결합된 트랜스퍼라인을 보호하기 위해 변위구속블록 및 프로텍터의 조합을 통해 냉각기 주요 구동 방향에 대해 ±3mm로 제한된다. 또한 상기 두 블록은 발사환경에서의 범핑 충격을 완화하기 위해 일반적인 금속에 비해 진동감쇠 특성이 우수한 Delrin®[17]소재를 사용하였다. 이와 더불어, 내부 고무 커버 또한 지지 구조체로 전달되는 범핑 충격을 완화하는 역할을 수행한다. Fig. 2 (b)는 초탄성 SMA 블레이드의 형상을 나타낸다. 블레이드의 폭 및 두께는 각각 2mm, 1mm 이며, 냉각기 주요 구동 방향에 대해 저 강성을 지닌다.

상기 SMA 블레이드 진동절연기의 기본특성은 회전방향의 정하중 시험 및 자유감쇠시험을 통해 확인되었으며, 동일한 강성을 갖는 티타늄 블레이드와 비교분석하였다. 먼저, 정하중 시험결과 초탄성 SMA 블레이드는 초탄성 효과에 기인하

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

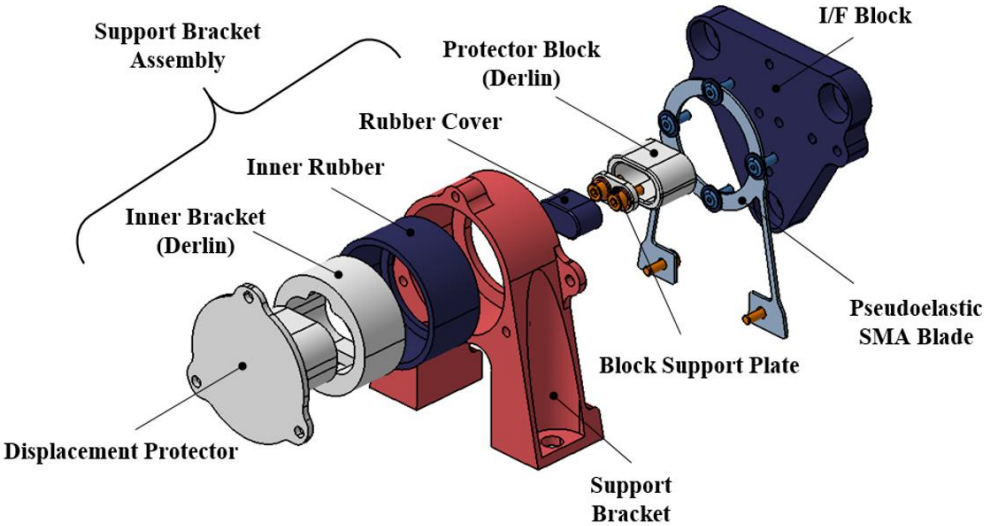
여 회전각도 ±10° 인가 후에도 소성변형 없이 본래의 형상으로 회복한 반면 티타늄 블레이드는 회전각도 ±10° 시험도중 소성변형이 발생하였다. 또한, 자유감쇠진동 시험에서도 초탄성 SMA 블레이드가 티타늄 블레이드보다 약 6.7배 높은 진동감쇠 특성을 보유함을 확인하였다. 아울러, 궤도상 미소진동절연성능의 유효성을 검증하기 위해 탄성소재의 와이어를 이용하여 냉각기의 자중을 보상함으로써 0g 환경을 모사하고, 이때의 냉각기 외란력을 측정하였다. 모사 0g 환경에서의 미소진동측정 시험결과, 강체조건에서의 외란력과 비교한 결과 8배 이상의 저감 효과가 있었으며, 1g 환경에서의 절연성능과도 유사하여 중력의 영향성이 최소화됨을 확인하였다. 추가적으로, 위치민감도 시험을 수행하였으며, 진동절연기의 정렬위치가 공칭위치를 기준으로 ±3mm 이격됨에도 강성변화가 미소하여 일정한 진동절연성능을 보장함을 확인하였다.

한편, 기존 선행연구[9]의 후속 연구로써 초탄성 SMA 블레이드의 발사환경에서의 설계 유효성을 검증하기 위해, 인증수준에 준하는 발사진동 시험을 수행하였다. Fig. 5는 발사진동 시험을 위한 시험구성을 나타내며, 진동절연기는 더미냉각기의 주요 구동방향에 상응하는 횡 방향으로 결합된다. 가속도 센서는 더미냉각기에 부착되어 발사 진동에 의한 냉각기의 가속도 응답을 측정하였다. 발사진동 시험은 랜덤진동 및 정현파 진동 시험 순으로 진행되었으며, 인증수준에 상응하는 시험 요구조건을 Tables 1, 2에 나타내었다.

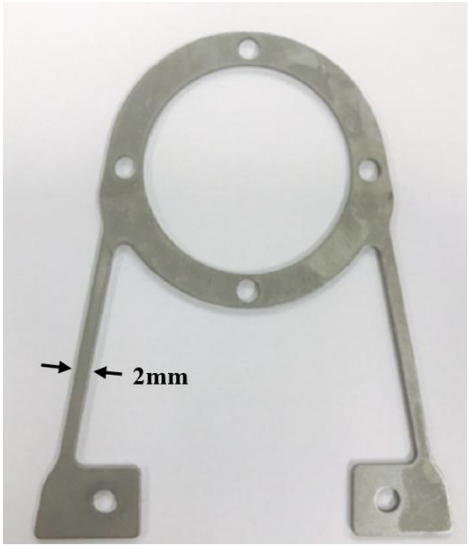
Figure 6은 냉각기의 주요 구동 방향인 y축 가진에 대한 랜덤진동 시험 결과를 나타낸다. 시험 결과, 요구되는 랜덤진동 15.3grms 인가에 따라 냉각기로부터 측정된 가속도 응답은 0.994grms로 발사 진동이 약 15.4배의 저감됨을 확인하였으며, 시험 이후 블레이드에 대한 육안검사 수행 시에도 파단 및 소성변형 없이 초기의 형상을 잘 유지하였다. 그러나 랜덤진동 시험 결과와는 달리 정현파 진동 시험에서 비록 초탄성 SMA 블레이드가 일반 금속에 비해 넓은 탄성 범위를 가졌음에도 불구하고, Fig. 7과 같이 시험 도중 파단이 발생하였다. 상기 결과는 냉각기 자중에 의한 초기 하중과 발사 진동에 의한 동적하중의 조합으로 블레이드 부에 응력집중 및 피로 스트레스가 누적된 원인으로 판단된다. 따라서 상기와 같은 블레이드 형상의 진동절연기를 활용하기 위해서는 극심한 발사환경에서 구조건전성 보장이 가능한 블레이드 적용이 요구된다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 4 Conventional SMA Blade Isolator[9]

[(a): Exploded View of the Isolator, (b): Hyperelastic SMA Blade]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

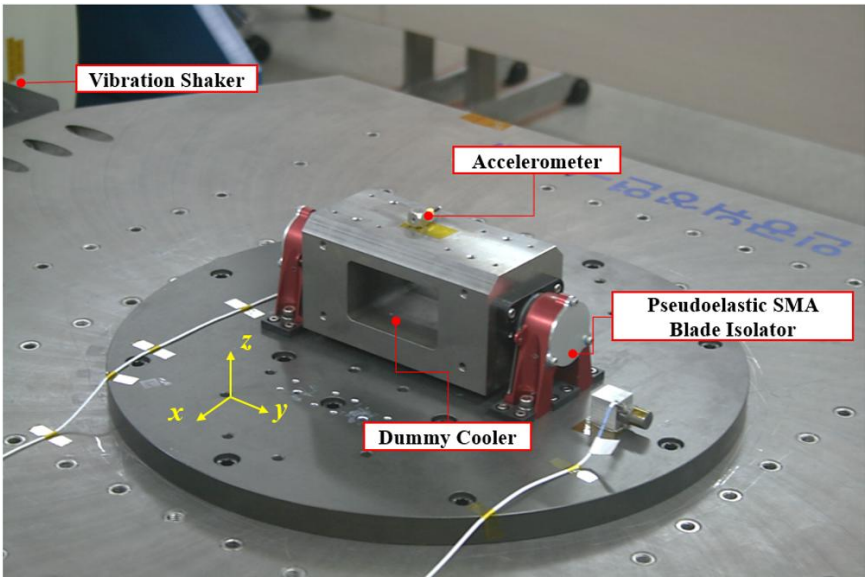


Fig. 5 Test Set-up for Launch Vibration Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

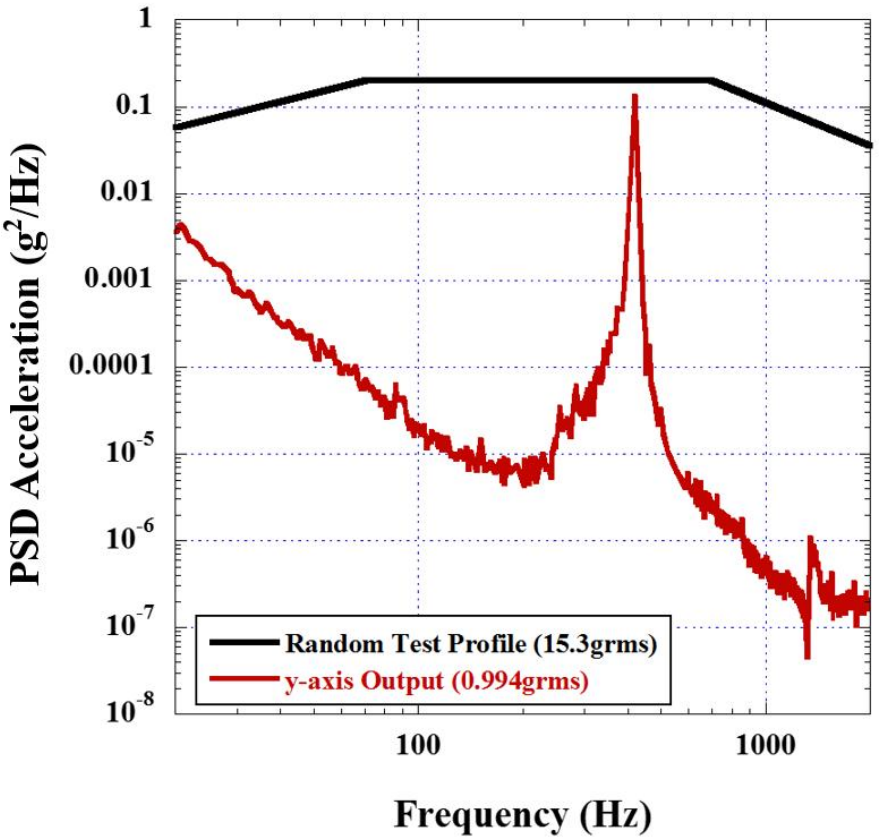


Fig. 6 Results of Random Vibration Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

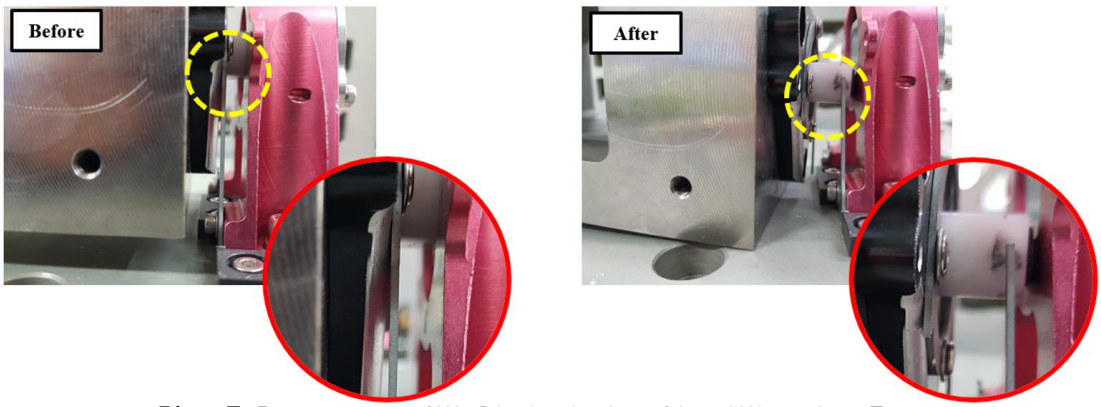


Fig. 7 Fracture on SMA Blade during Sine Vibration Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 1 Specification for Sine Vibration Test

Frequency (Hz)	Acceleration	
	y-axis	x, z-axis
5 ~ 12	±8mm	15.525mm
12 ~ 30	6.5g	9.0g
30 ~ 100	3g	6.5g

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2 Specification for Random Vibration Test

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

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 장 점탄성 접착테이프가 적용된 적층형 블레이드 진동절연기

제 1 절 적층형 블레이드의 개요

본 연구에서는 기존 SMA 블레이드 진동절연기[9]에서의 중력의 영향성 최소화 및 위치 민감도에 대한 장점을 겸비함과 동시에 발사환경에서 초탄성 SMA 블레이드의 피로파괴 문제점을 극복하기 위해, 점탄성 접착테이프가 적용된 적층형 블레이드 진동절연기를 제안하였다. 본 논문에서 제안된 진동절연기는 기존 SMA 블레이드 진동절연기에서 복잡한 설계변경 없이 SMA 블레이드를 적층형 블레이드로 대체 적용하여 적층형 구조 및 점탄성 접착테이프가 갖는 효과에 주목하였다.

Fig. 8은 본 연구에 제안한 점탄성 접착테이프가 적용된 적층형 블레이드의 형상을 나타낸다. 블레이드의 폭 및 두께는 각각 4mm, 0.3mm로 얇은 금속 박판이 다층으로 적층되며, 금속은 스테인리스 계열인 SUS 304가 적용되었다. 이와 같이 얇은 블레이드가 다층으로 적층 될 경우, 일체형 블레이드와는 달리 적층된 각각의 블레이드로 하중 분산이 실시되어 블레이드 부의 응력집중 최소화를 기대할 수 있다. 이와 더불어, 블레이드 각 층 사이에 적용된 접착테이프는 블레이드가 굽힘 거동을 일으킬 때 접착제 내부 입자간의 마찰이 발생하게 되고 마찰 에너지가 열에너지로 전환됨에 따라 블레이드 부에서의 에너지 소산 효과를 기대할 수 있으며, 이에 기인하여 피로파괴에 대한 내구도 향상 또한 기대할 수 있다[17]. 이와 더불어, 점탄성체로서 접착테이프의 사용은 테이프의 두께가 매우 얇기 때문에 각 층마다 테이프가 반복하여 적용되어도 블레이드 전체 두께가 크게 증가하지 않는 이점이 존재한다. 궁극적으로, Fig. 9와 같이 기존 블레이드 진동절연기 설계에서 초탄성 SMA 블레이드를 적층형 블레이드로 대체 적용할 경우, 복잡한 설계 변경 없이도 하중분산 효과 및 피로 내구성 증가의 효과를 기대할 수 있다.

한편, 적층구조 블레이드의 강성은 적층 수에 비례하여 증가하기 때문에, 주파수 분리에 기인한 미소진동절연 측면에서 블레이드의 적층 수는 매우 중요한

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

인자이다. 본 연구에서 목표하는 우주용 냉각기의 구동주파수는 40Hz이며, 충분한 절연 성능확보를 위해 설정한 냉각기 조립체의 1차 고유진동수는 8Hz이다. 따라서 적절한 블레이드 적층 수를 선정하기 위해 진동절연기의 설계단계에서 사전에 유한요소해석을 수행하여 적층 수에 따른 냉각기 조립체의 1차 고유진동수를 분석하였다. 해석을 위한 유한요소모델에는 블레이드 층간의 점탄성 조건은 반영되지 않았으며, 집중질량(Lumped Mass) 및 강체요소(RBE)를 조합하여 냉각기의 간소화 모델을 모사하였다. Fig. 10은 유한요소해석으로부터 얻은 적층수에 따른 냉각기 1차 고유진동수의 변화곡선을 나타낸다. 전술한바와 같이 적층 수가 증가함에 따라 블레이드의 강성이 증가하여 냉각기 조립체의 1차 고유진동수 또한 증가하는 경향성을 나타내고 있으며, 냉각기의 1차 고유진동수가 전술한 목표 고유진동수인 8Hz 이내로 부합하기 위해서는 블레이드가 최소 7장으로 적층 되어야함을 확인할 수 있다. 따라서 본 연구에서 제안한 적층형 블레이드는 0.3mm의 얇은 블레이드가 7장으로 적층됨에 따라 총 2.1mm의 두께를 갖는다.

기존 점탄성 테이프 관련 선행연구[10]에서는 댐핑 소재로써 적용한 접착테이프의 효과를 입증하기 위해 두 마찰 면 사이에서의 접촉조건에 따라 케이스를 정의하고 이에 대한 각 특성비교를 수행하였으며, 비교 결과로부터 접착테이프 적용에 따른 그 효과를 입증하였다. 이를 고려하여, 본 연구에서는 블레이드 상호 면 사이에서의 테이프 적용 유/무 및 종류에 따라 케이스를 구분하고 각 케이스들의 특성을 비교분석 하였다. Case 1은 접착테이프의 적용 유/무에 따른 특성을 비교하기 위해 테이프가 적용되지 않은 조건이며. Case 2는 단면테이프가 적용된 조건으로 테이프는 DUPONT™사의 Kapton[18]제품을 사용한다. Case 3은 각 블레이드 표면에 양면테이프가 적용어 각 블레이드가 상호접착 되어있으며, 제품은 3M™사의 3M966[19]를 사용한다. 본 연구에서 정의된 세가지 케이스에 대해 Table 3에 요약하였으며, Case 2 및 3에 적용된 단면 및 양면테이프의 물성치를 Table 4에 나타내었다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

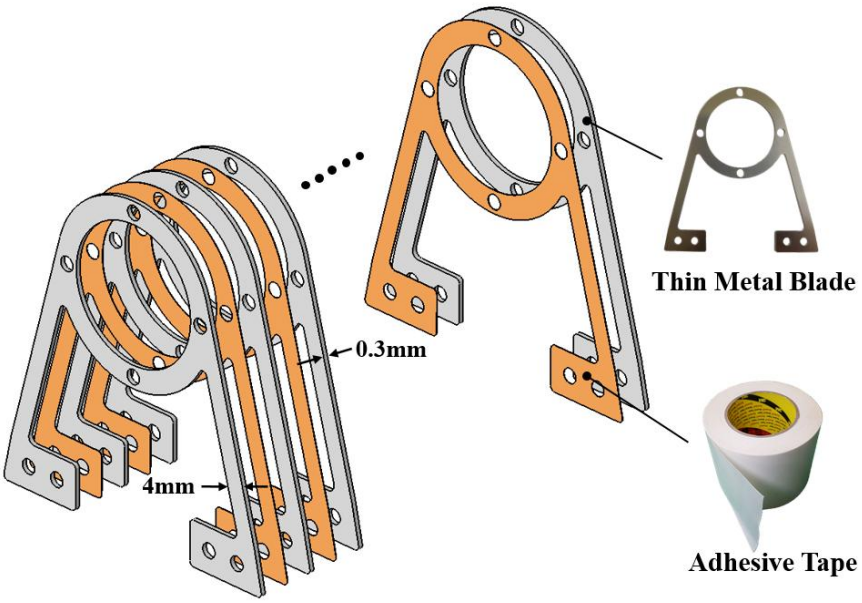


Fig. 8 Multi-layered Blade with Viscoelastic Adhesive Tape

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

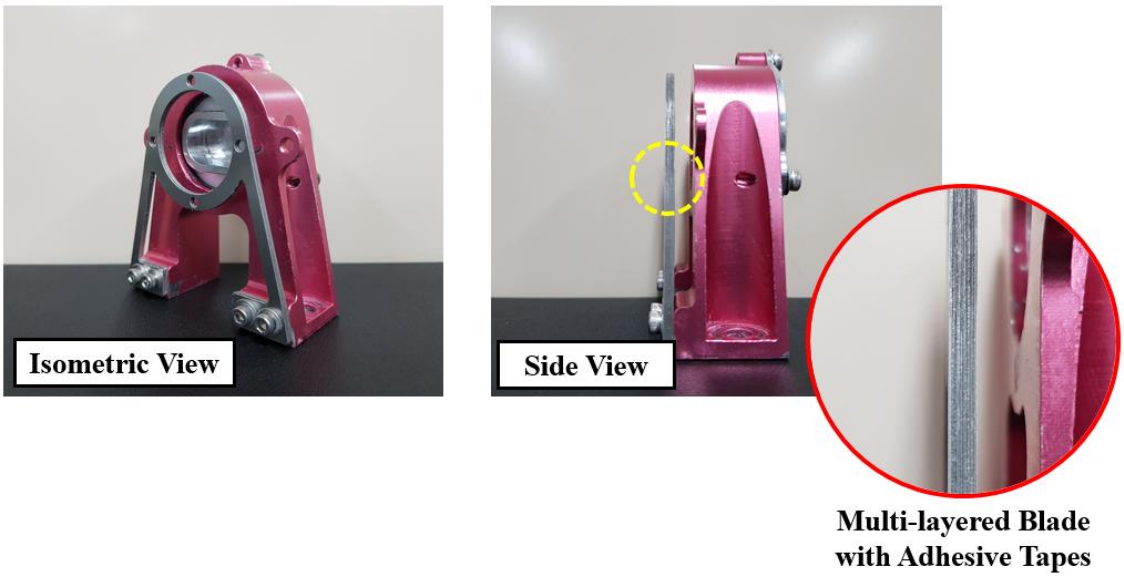


Fig. 9 Multi-layered Blade Isolator Configuration

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

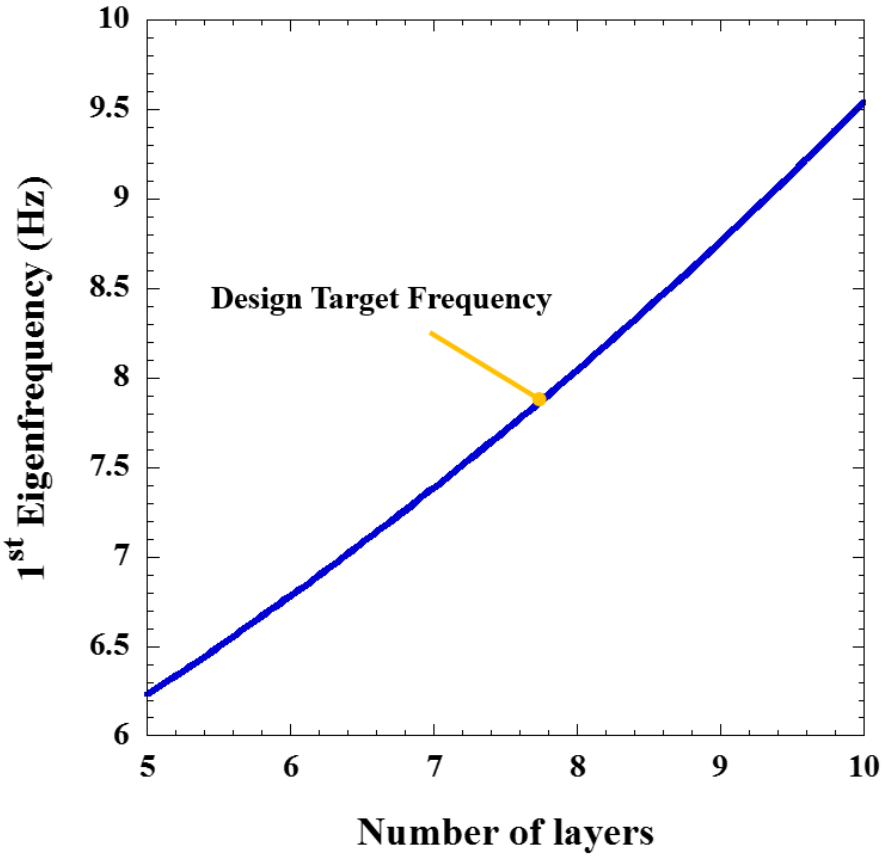


Fig. 10 The 1st Eigenfrequency according to Number of Layers derived from Structural Analysis

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 3 Summary of defined each Case

Case	Tape	Product / Company
Case 1	Without tapes	-
Case 2	Single-sided	Kapton / DUPONT™
Case 3	Double-sided	3M966 / 3M™

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 4 Properties of Adhesive Tape

Tape	Kapton Tape[18]	3M966 Tape[19]
Type	Single-sided	Double-sided
Adhesive Material	Silicone	Acrylic
Thickness [mm]	0.04	0.02
Density [g/cc]	1.42	1.012
Adhesion Strength to Steel [oz/in]	25	53
Use Temperature Range [℃]	-75~260	-40~232
Thermal Conductivity [W/mK]	0.46	0.178
CTE [ppm/℃]	20	19.9

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 적층형 블레이드의 제작

본 논문에서 제안된 블레이드는 적층 및 테이프의 부착 과정에서 블레이드의 불청결한 상태 및 먼지 등의 원인으로 테이프의 접착성능 저하되거나, 작업자의 작업성(Workmanship)에 따라 일관되지 않은 블레이드가 제작될 경우 목적하는 특성 구현이 어려울 가능성이 있다. 따라서 일관된 블레이드를 제작하기 위해서 본 논문에서는 Fig. 11과 같은 공정절차를 정의하여 작업성에 따른 블레이드 제작상태의 차이를 최소화하였다. 공정절차는 다음과 같다.

1. 블레이드 제작을 위한 필요 물품을 나타낸다.(아세톤, 헝겊, 가이드 치구, 블레이드, 테이프, 칼, 토크렌치)
2. 헝겊 및 아세톤을 이용하여 블레이드 표면을 청결하게 닦아 먼지 및 기타 이물질을 제거한다.
3. 블레이드 표면에 접착 테이프를 부착한 후 모양에 맞게 테이프를 자른다.
4. 테이프의 시트를 제거한다.
5. 블레이드의 일정한 적층을 위해 제작된 가이드 치구를 이용하여 다음의 블레이드를 계속해서 적층한다.
6. 블레이드의 일정한 압착을 위해 가이드 치구의 상판을 결합 후, 23kgf · cm 조임 토크로 볼트를 체결하여 약 3분 동안 지속시킨다.
7. 최종적으로 완성된 블레이드의 형상을 나타낸다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

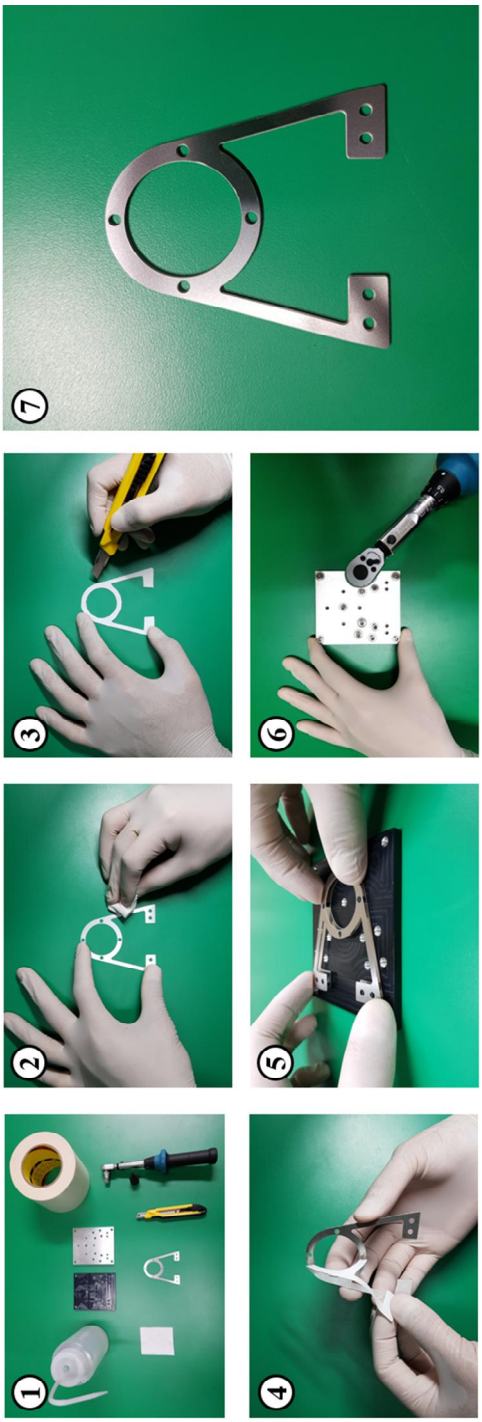


Fig. 11 Manufacturing Process of Multi-layered Blade with Adhesive Tape

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 장 적층형 블레이드 진동절연기의 기본특성 시험

제 1 절 자유감쇠진동시험

본 적층형 블레이드 진동절연기의 기본특성을 파악하기 위해 앞서 정의한 각 케이스별 자유감쇠진동시험을 수행하였으며, 기존 초탄성 SMA 블레이드 진동절연기[9]의 특성과도 비교하였다. Fig. 12는 자유감쇠진동 시험을 위한 시험구성을 나타낸다. 진동절연기는 더미 냉각기의 주 구동방향에 따라 냉각기 길이방향(y축)으로 결합되며, 가속도 센서는 더미 냉각기의 무게중심 선상에 부착하였다. 자유감쇠진동 시험은 상온 약 20℃에서 수행되었으며, 냉각기의 y축 방향으로 제한 변위인 ±3mm 초기 변위 인가 후 자유감쇠진동을 실시하고 가속도 센서로부터 냉각기의 가속도 응답을 획득하였다. Fig. 13은 자유감쇠진동 시험결과로 각 케이스별 가속도 응답에 대한 시간이력을 나타낸다. 자유감쇠진동으로부터 획득된 시간-가속도 그래프를 통해 고유진동수 및 감쇠비(Damping Ratio, ζ)를 산출하였으며, 감쇠비는 다음의 식(1)과 같이 대소 감소율(Logarithmic Decrement,δ)을 통해 도출할 수 있다.

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

여기에서, x(t)는 t초에서의 진폭, T는 진동의 주기를 나타내며, 이를 통해 도출된 δ을 이용하여 감쇠비(ζ)로 다시 나타내어 정리하면 식(2)로 표현할 수 있다.

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

상기의 수식을 활용하여 Fig. 12의 시험결과로부터 산출한 각 Case 별 냉각기 1차 고유진동수 및 감쇠비를 Table 5에 정리하였다. 먼저, Case 1의 시험결과를

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

살펴보면, Case 1의 진동절연기와 결합된 냉각기의 1차 고유진동수는 7.15Hz로, 앞서 제시한 Fig. 10에서의 해석결과와 거의 유사하며, 미소진동 절연을 위해 설정한 목표 고유진동수인 8Hz 이내에 부합하고 있다. 그러나 감쇠비는 0.0084로 기존 초탄성 SMA 블레이드보다 3배 낮은 결과이다. 초기 설계단계에서 Case 1의 경우 적층된 각 블레이드 상호 간에 마찰 효과에 기인한 에너지 산일화 효과를 기대하였으나, 마찰이 효과적으로 작용하고 있지 못하고 있음을 알 수 있다. 상기 시험결과로부터 고찰하면, 일반적으로 상호 접촉한 두 마찰 면의 상대운동으로 발생하는 쿨롱마찰 (Coulomb Friction)은 접촉면에 작용하는 수직 하중, 즉 두 면의 압착력이 높을수록 마찰력이 증가함으로 정의된다[20]. 그러나 본 연구에서 제안한 적층구조 블레이드는 Fig. 9에서 확인할 수 있듯이, 볼트 체결에 따라 국부적으로 압착되기 때문에 마찰이 주로 발생하는 블레이드 부에서는 평면 외 방향으로 작용하는 하중 및 압착력은 크지 않다. 따라서 블레이드의 굽힘 거동이 발생하여도 마찰이 효과적으로 작용하지 못하고 있음을 의미한다. Case 2의 시험 결과의 경우, 냉각기 1차 고유진동수 및 감쇠비는 각각 7.3Hz 및 0.0082로 블레이드 상호 면에 단면테이프가 적용되었음에도 불구하고 Case 1과 거의 유사한 결과이다. 또한 상기 결과는 두 마찰 면 사이에 단면테이프 적용 시 감쇠특성이 우수하다고 보고되는 기존 선행연구[10] 와는 상반된 결과이다. 기존 선행연구에서는 효과적인 마찰 작용을 위해 접촉한 두 마찰면에 충분한 압착력을 부여한 조건에서 시험이 수행되었으나, 본 연구에서는 앞서 언급한바와 같이 절연기 설계 구조상 압착력이 충분히 부여되지 않고 있어 단면테이프가 블레이드 거동에 지배적인 영향을 미치지 못하고 있음을 알 수 있다. Case 3의 결과의 경우 고유진동수는 7.8Hz로 블레이드가 양면테이프에 의해 상호 접착됨에 따라 소폭 증가하였다. 그러나 감쇠비의 경우 0.105로 앞선 두 Case에 비교하여 확연하게 증가하였으며, 기존 SMA 블레이드 진동절연기와 비교하여도 3.75배 증가한 결과이다. Case 3은 인접한 블레이드 면이 양면테이프에 상호 접착되어있으며, 블레이드 굽힘에 의해 각 테이프에 인접한 두 블레이드가 상대운동이 일으킬 때 양면테이프의 접착제는 전단변형을 일으키게 된다. 이때 접착체 내부 입자는 상호간의 마찰을 일으키며 이에 기인하여 전단변형 에너지가 열에너지로 소산되기 때문에 블레이드 마찰면에 압착력이 충분하지 않더라도 에너지 소산효과가 Case 1, 2에 비교하여 우수하다. 따라서 상기 자유감쇠진동 시험결과로부터 Case 3의 블레이드가 Case 1, 2에 비해 발사환경에서의 구조 건

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

전성 확보 측면에 유리할 것으로 판단되며, 이에 따라 본 논문에서는 양면테이프가 적용된 Case 3의 블레이드에 주목하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

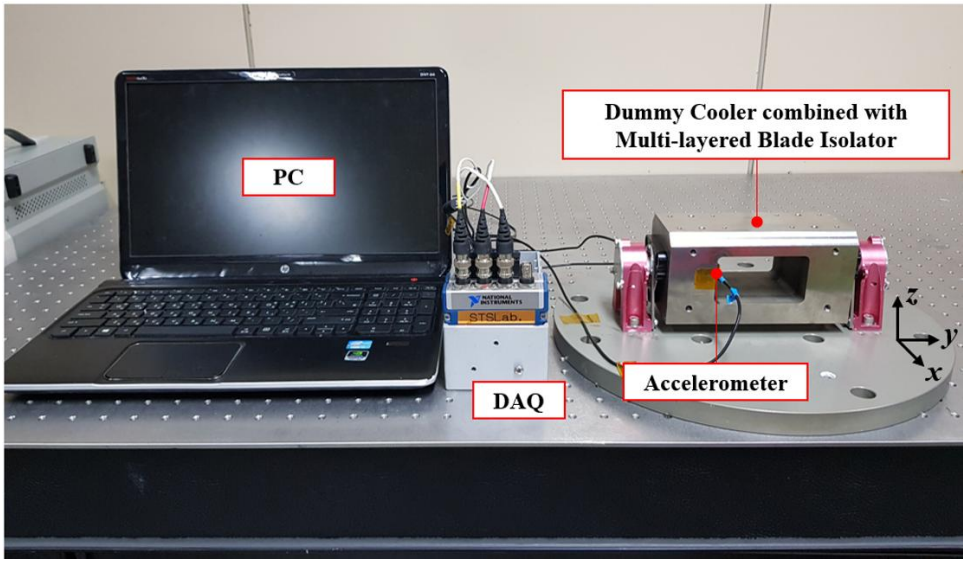


Fig. 12 Test Set-up for Free-vibration Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

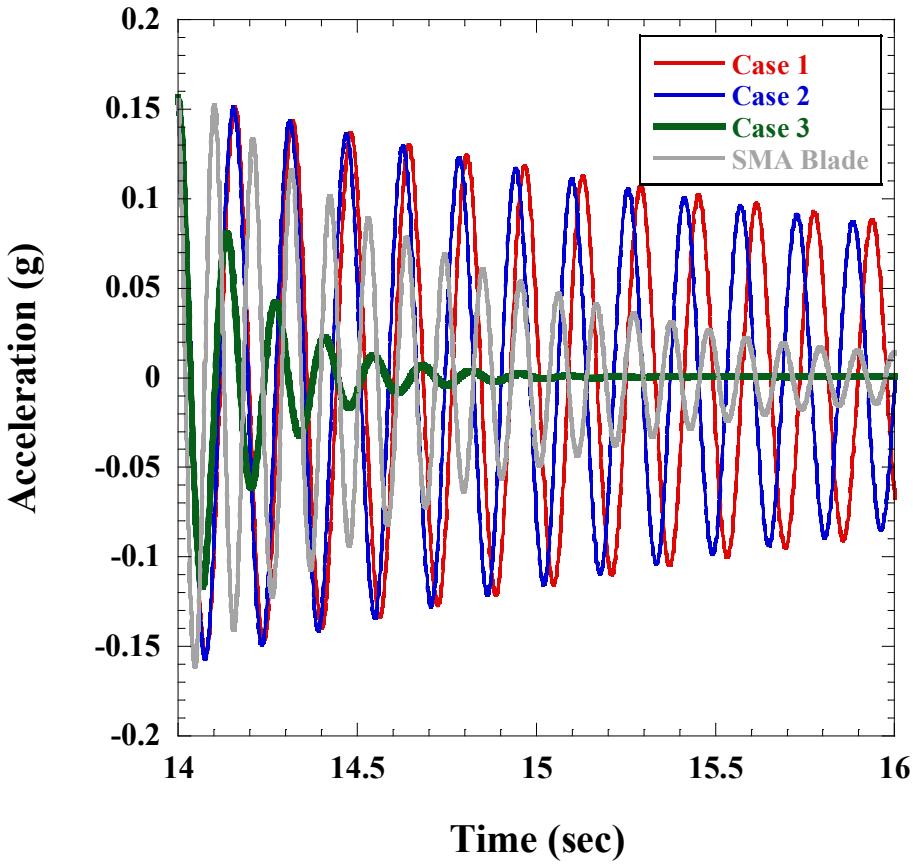


Fig. 13 Free-vibration Test Results of each Case

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 5 Summary of Basic Characteristics

Case	Frequency (Hz)	Damping Ratio
Case 1	7.15	0.0084
Case 2	7.3	0.0082
Case 3	7.8	0.1048
SMA Blade	9.2	0.028

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 온도특성 시험

온도에 따른 접착테이프의 특성 변화가 진동절연 성능에 미치는 영향성을 파악하기 위해 다양한 온도조건에서의 자유감쇠진동 시험을 수행하였다. 본 시험은 5℃~40℃에 이르는 온도범위에서 자유감쇠진동 시험을 실시하였으며, 시험결과로부터 냉각기 조립체의 1차 고유진동수 및 감쇠비를 도출하였다. 온도센서는 열전대(Thermocouple)를 사용하였으며, 센서를 블레이드 면에 직접적으로 붙일 시 블레이드 거동에 영향을 줄 수 있기 때문에 변위구속블록에 부착하여 이에 대한 온도로 기준하였다. Fig. 14는 시험온도에 따른 고유진동수 및 감쇠비 변화곡선으로, 온도가 증가함에 따라 냉각기 조립체의 1차 고유진동수 및 감쇠비가 감소하는 경향성을 나타내고 있다. 특히, 10℃ 이하의 온도에서는 테이프의 접착제가 동결됨에 따라 블레이드의 강성이 증가하여 냉각기의 1차 고유진동수 또한 급격히 증가하여 전술한 목표 고유진동수인 8Hz를 상회하게 된다. 상기 현상은 10℃ 이하의 온도에서는 주파수 분리에 기인한 미소진동절연성능 보장이 불가능함을 의미한다. 앞서 Table 4에 제시된 바와 같이 양면테이프로서 적용된 3M966 제품의 사용 온도 범위가 -40℃~232℃ 이나 상기의 온도 범위는 테이프의 접착 성능 유지가 가능한 온도를 의미한다. 그러나 본 진동절연기는 충분한 주파수 분리를 위해 블레이드의 강성이 우선적인 기준이 되기 때문에 냉각기 1차 고유진동수가 목표 고유진동수 8Hz 이내로 부합되는 최소 15℃ 이상에서의 사용이 요구된다. 그러나 우주용 냉각기는 궤도상에서 히터를 통한 열제어를 수행하여 최고 허용 온도인 35℃[21]이하에서 적정온도 범위를 유지하도록 설계되기 때문에 전술한 동결 현상이 나타나는 지점까지 진동절연기가 냉각되지 않을 것으로 판단된다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

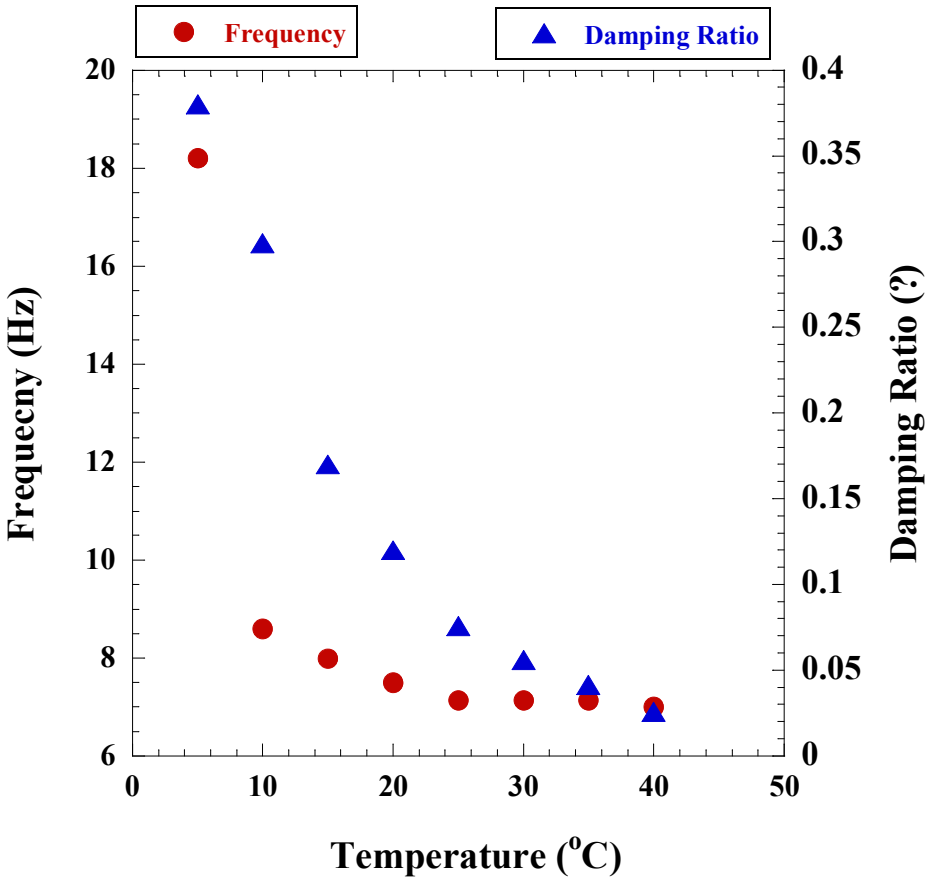


Fig. 14 Basic Characteristics Variation according to Various Temperatures

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 수학적 모델링

본 절에서는 수학적 등가모델을 제시하고 이로부터 전달함수를 도출하여 주파수분리에 기인한 미소진동절연성능을 예측하였다. 진동절연기로 지지되는 우주용 냉각기는 임무탑재장비 위에 장착되는 조건으로 Fig. 15와 같이 2자유도 시스템으로 표현될 수 있다. 제시된 수학적 등가모델에서 m_1은 냉각기의 무게, k_1 및 c_1은 진동절연기의 강성 및 감쇠계수를 의미하며, $F(t)$는 냉각기가 구동될 때의 외란을 의미한다. 또한 m_2는 임무탑재 구조물의 무게, k_2 및 c_2는 상기 구조물을 지지하는 플렉셔 마운트의 강성 및 감쇠계수를 의미한다. 전술한 바와 같이 냉각기로부터 전달되는 외란($F(t)$)은 40Hz의 단일 주파수로 1.4N의 크기가 발생된다. 그러나 실제 플렉셔 마운트(k_2)로 지지된 임무탑재 구조물(m_2)의 고유진동수는 45Hz 부근에 위치하고 있어 상기 두 주파수간의 커플링으로 공진현상이 불가피하게 된다. 만약 냉각기 장착면인 k_1이 강체조건으로 구현될 경우 냉각기 구동에 의한 외란($F(t)$)이 임무탑재 구조물에 그대로 전달되고, 공진현상에 의해 진폭이 증폭됨에 따라 고해상도 영상품질에 심각한 영향을 미칠 것이다. 따라서 본 연구에서 주목한 주파수 분리방식은 냉각기 장착면에 저강성의 진동절연기를 배치하고 냉각기의 구동 주파수와 냉각기 조립체의 고유진동수를 분리함으로써 전달되는 외란력을 최소화한다.

제시된 수학적 등가모델 Fig. 15에서 냉각기의 변위를 시간의 함수 $x(t)$, 임무탑재 구조물의 변위를 $y(t)$로 정의할 경우 2자유도 시스템의 운동방정식은 식 (3,4)과 같다.

$$m_1\ddot{x}+c_1(\dot{x}-\dot{y})+k_1(x-y)=f \tag{3}$$

$$m_2\ddot{y}-c_1(\dot{x}-\dot{y})-k_1(x-y)+c_2\dot{y}+k_2y=0 \tag{4}$$

여기에서 두 운동방정식(3,4)에 대해 양변에 라플라스 변환(Laplace Transform)을 취하고, $X(s)$, $Y(s)$ 및 $F(s)$의 함수로 정리하면,

$$(m_1s^2+c_1s+k_1)X(s)+(c_1s+k_1)Y(s)=F(s) \tag{5}$$

$$(m_2s^2+(c_1+c_2)s+(k_1+k_2))Y(s)-(c_1s+k_1)X(s)=0 \tag{6}$$

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

로 표현 가능하며, 냉각기의 외란이 임무탑재체로 전달되어 발생하는 변위의 전달함수를 표현하기 위해 식(6)에서의 $X(s)$를 식(5)에 대입하면 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\frac{Y(s)}{F(s)}=\frac{c_1 s+k_1}{m_1 m_2 s^4+(m_1 c_1+m_1 c_2+m_2 c_1)s^3+(m_1 k_1+m_1 k_2+m_2 k_1+c_1 c_2)s^2+(c_1 k_2+c_2 k_1)s+k_1 k_2} \tag{7}$$

여기에서, 복소수 변환변수 s값이 복소수평면에서 허수축을 따라서 움직이도록 제안하고($s=j\omega$) 실수의 형태로 변환하면 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{Y}{F}=\sqrt{\frac{k_1^2+(c_1\omega)^2}{[m_1 m_2\omega^4-(m_1 k_1+m_1 k_2+m_2 k_1+c_1 c_2)\omega^2+k_1 k_2]^2+[(-(m_1 c_1+m_1 c_2+m_2 c_1)\omega^3+(c_1 k_2+c_2 k_1)\omega]^2}} \tag{8}$$

여기에서, 냉각기와 임무탑재체의 질량비를 $m_1/m_2=M$, 냉각기의 구동 주파수와 임무탑재체의 고유진동수 비를 $\omega/\omega_2=\gamma$, 진동절연기와 결합된 냉각기 조립체의 고유진동수 및 임무탑재체의 고유진동수 비를 $\omega_1/\omega_2=\beta$ 라고 정의하고 $k_n=m_n\omega_n^2$, $c_n=2\zeta_n m_n\omega_n$로 가정하여 식(8)를 무차원의 함수로 나타내면, 다음의 식(9)과 같은 냉각기 가진 시 임무탑재체로의 전달력의 전달함수가 최종적으로 도출된다.

$$\frac{k_2 Y}{F}=\sqrt{\frac{\beta^4+(2\zeta_1\beta\gamma)^2}{[(\gamma^2-1)(\gamma^2-\beta^2)-4\zeta_1\zeta_2\beta\gamma^2-M\beta^2\gamma^2]^2+[2\zeta_1\beta\gamma(1-\gamma^2-M\gamma^2)+2\zeta_2\gamma(\beta^2-\gamma^2)]^2}} \tag{9}$$

상기의 전달함수 식(9)와 본 논문 제 4장 1절에서 도출된 Case 3의 자유감쇠진동 시험 결과를 기반으로 Fig. 16과 같이 냉각기가 40Hz의 주파수로 구동 시 임무탑재체로 전달되는 전달률(Transmissibility) 수치 해석적으로 도출하였으며, 진동절연기가 적용되지 않은 강체조건에서의 결과와 비교하였다. Fig. 16과 같이 임무탑재체의 고유진동수가 45Hz에 위치해있기 때문에 두 선도 x축의 구동주파수가 상기 주파수에 근접할수록 전달률이 증폭됨을 확인할 수 있다. 특히, 진동절연기가 적용되지 않은 강체조건의 경우, x축의 주파수가 냉각기의 구동주파수인 40Hz 부근에서는 전달률이 약 5.5배 증가하고 있다. 이에 반해 진동절연기

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

가 적용된 조건은 냉각기 구동주파수(40Hz)와 냉각기 조립체의 고유진동수(7.8Hz)가 분리됨에 따라 45Hz에서 임무탑재체와의 공진현상이 발생하더라도 전달률이 약 0.3배로, 강체조건과 비교하여 약 18.3배 저감되고 있다. 상기 수치해석적 결과에 기인하여, 실제 냉각기에 진동절연기를 적용할 경우 냉각기로부터 발생하는 미소진동의 외란력이 기저면으로 약 18배 저감될 것으로 예측된다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

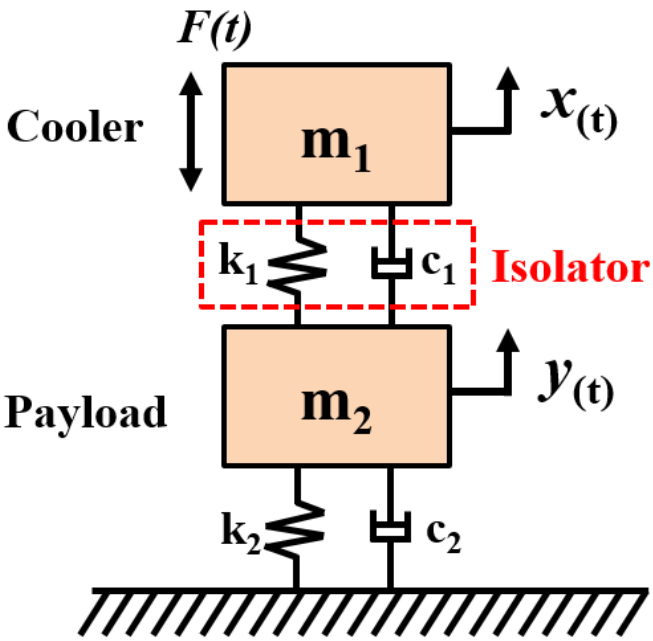


Fig. 15 Numerical Equivalent Model

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

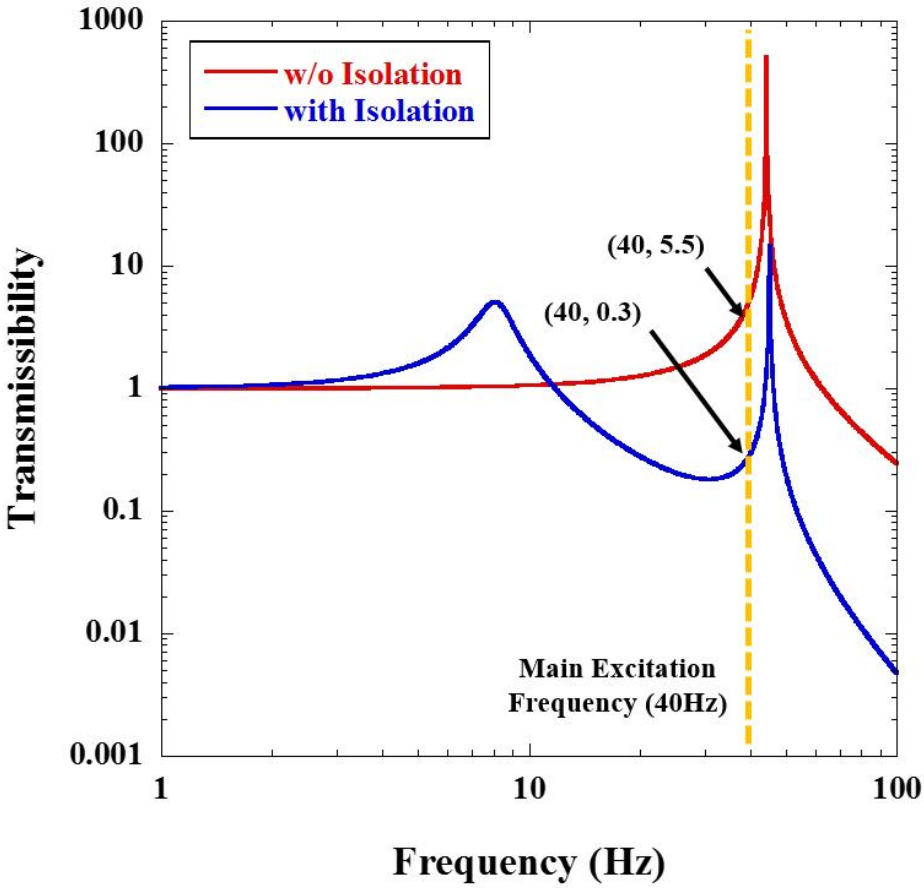


Fig. 16 Transmissibility of with and without Isolation

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 장 미소진동절연성능 평가

Case 3의 블레이드가 적용된 적층형 블레이드 진동절연기의 미소진동 절연성능의 유효성을 검증하기 위해, Fig. 17과 같이 키슬러(Kistler) 테이블을 이용하여 미소진동측정 시험을 수행하였다. 키슬러 테이블은 진동 가진원에 발생하는 외란력 측정을 위한 시험 장비로 4개의 로드셀 (Load Cell), 공기 부양식 테이블(Air Floating Table) 및 기타 상/하부 지지판으로 구성되며, 기타 신호 증폭기 및 컴프레서를 포함한다. 상부 지지지판에 결합된 진동 가진원이 외란을 발생시킬 때 로드셀을 통해 가진원으로부터 전달되는 힘을 측정하며, 측정된 신호를 증폭하여 데이터수집 장치로 전송한다. 또한 키슬러 테이블은 로드셀을 이용한 외란력 측정 시 바닥면으로부터 전달되는 불필요한 기타 가진 성분을 차단하고 Free-Free 조건을 구현하기 위해 컴프레서에 의해 부양된다.

본 시험에서는 궤도상에서 기대되는 진동절연기의 미소진동절연성능 평가를 위해 탄성소재의 와이어로 냉각기 자중을 보상함으로서 궤도 0g 환경을 모사하였으며, 강체조건에서의 시험결과와 비교분석하였다. 강체조건은 별도의 강체 브라켓을 적용하여 냉각기로부터 발생하는 외란력이 기저면으로 그대로 전달되도록 하였다. 아울러 제안된 진동절연기가 의도한 설계대로 중력의 영향성이 최소화됨을 확인하기 위해, 전술한 0g모사 환경 및 1g 환경에서의 절연성능을 비교하였다. 추가적으로, 실제 비행모델 우주용 냉각기의 미소진동을 모사하기 위해 더미쿨러 내부에 자성을 이용한 액츄에이터(NCM08-17-050-2LB, H2W Technologies)를 적용하여 40Hz의 구동주파수에서 1.4N 외란력을 발생시켰다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

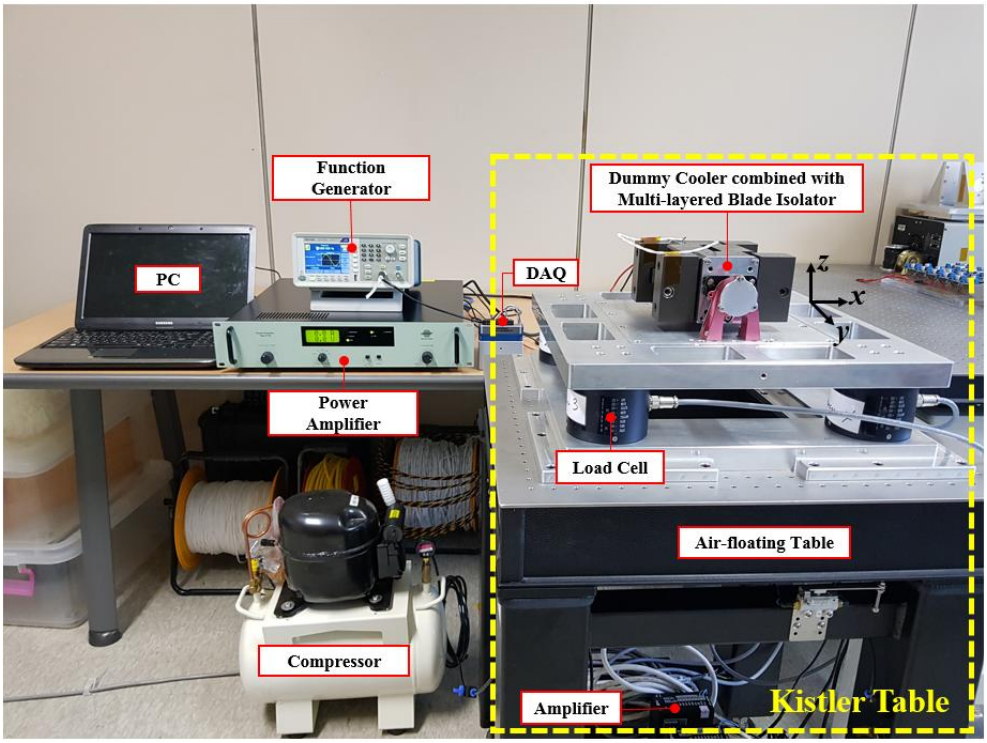


Fig. 17 Test Set-up for Micro-vibration Measurement Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 절 미소진동 측정 시험

Figure 18은 미소진동측정 시험 결과로써, 로드셀로부터 측정된 냉각기의 외란력에 대한 시간이력 그래프를 나타낸다. 먼저 강체조건의 경우, 냉각기로부터 발생되는 미소진동이 강체 브라켓을 통해 기저면으로 그대로 전달됨에 따라 냉각기 주요 구동주파수 성분 40Hz에서 1.4N의 외란력이 측정되고 있다. 이는 임무탑재장비에 냉각기가 강체로 체결될 시, 냉각기로부터 수반되는 미소진동이 위성체로 그대로 전달되어 고해상도 관측위성의 영상품질 저하를 유발하는 주요 원인이 될 수 있다. 이에 반해, 냉각기가 진동절연기로 지지된 조건에서, 0g모사 환경 구현 시 측정되는 냉각기 외란력은 0.087N으로 강체조건보다 약 16배 이상 저감되고 있다. 상기 결과는 냉각기가 진동절연기에 의해 저 강성 탄성 지지됨에 따라 냉각기 1차 고유진동수가 8Hz부근으로 위치되며, 냉각기 구동주파수 40Hz와의 충분한 주파수 분리가 구현되기 때문이다. 또한 상기 결과는 앞서 수학적 모델링 및 전달함수로부터 예측되었던 절연성능 18.3배와 유사한 결과이다. Fig. 19는 상기 시간 도메인의 미소진동측정 결과를 주파수 도메인으로 표현한 그래프이다. 전술한 바와 같이 y축 40Hz의 부근에서 냉각기에서의 주요 가진 성분이 관찰되고 있으며, Fig. 18과 동일하게 진동절연기 적용 시 냉각기의 외란력이 0.087N으로 많은 부분 저감되고 있다. 그러나 x축에서 지배적으로 관찰되는 120Hz에서의 가진성분은 진동절연기 적용 시에도 상대적으로 효과적인 저감을 보이지 않고 있다. 120Hz에서 관찰되는 외란은 냉가긱 조립체의 회전모드이며, 블레이드의 경우 x축의 방향으로는 상대적으로 고강성을 지니기 때문에 기저면으로의 전달력이 높기 때문이다. 추가적으로, 0g모사 환경에서의 결과를 냉각기의 자중이 보상되지 않은 1g 조건에서의 미소진동절연성능과 비교하였다. 비교 결과, Fig. 18에서 제시된 바와 같이 1g 조건에서의 냉각기 외란력은 0.089N으로 모사 0g 환경과 비교하여 1.02배의 차이만을 보이고 있으며, 이로부터 1g 및 0g 환경과 관계없이 안정적인 절연성능을 보장함을 알 수 있다. 따라서 상기 결과로부터 제안된 진동절연기가 설계단계에서 의도한대로 중력의 영향성이 최소화됨을 확인할 수 있으며, 지상 1g 환경에서의 미소진동측정 시험 시 별도의 중력보상장치가 불필요하여 기존 선행연구[8]의 문제점을 극복함을 실험적으로 입증하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

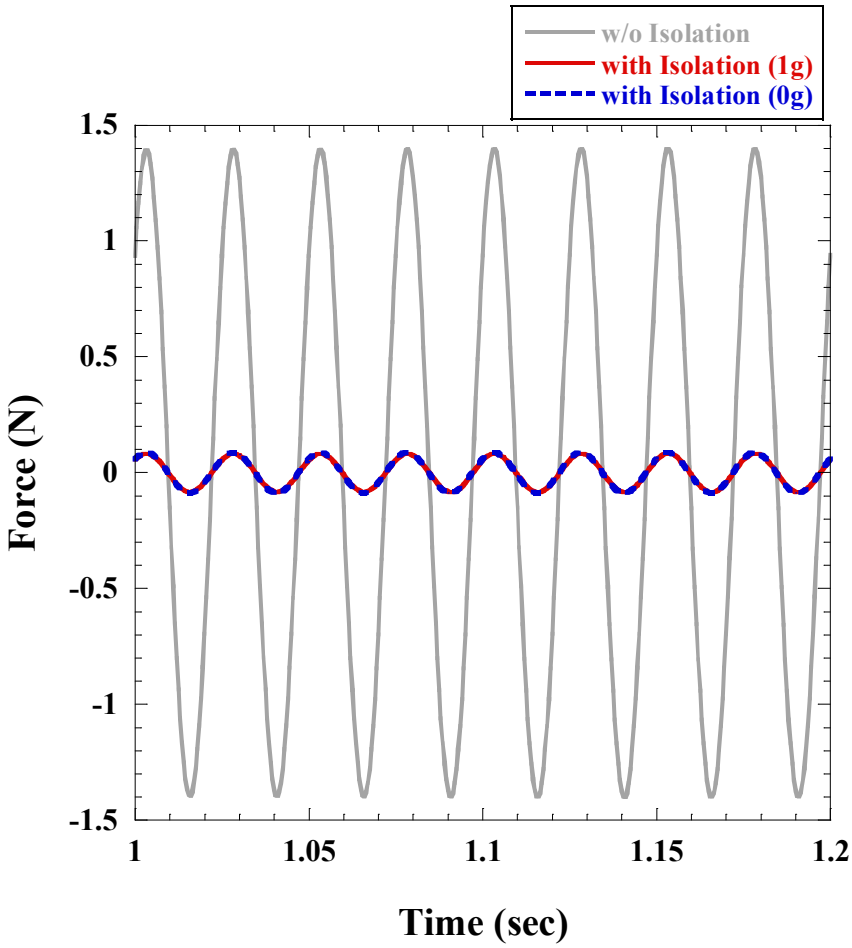
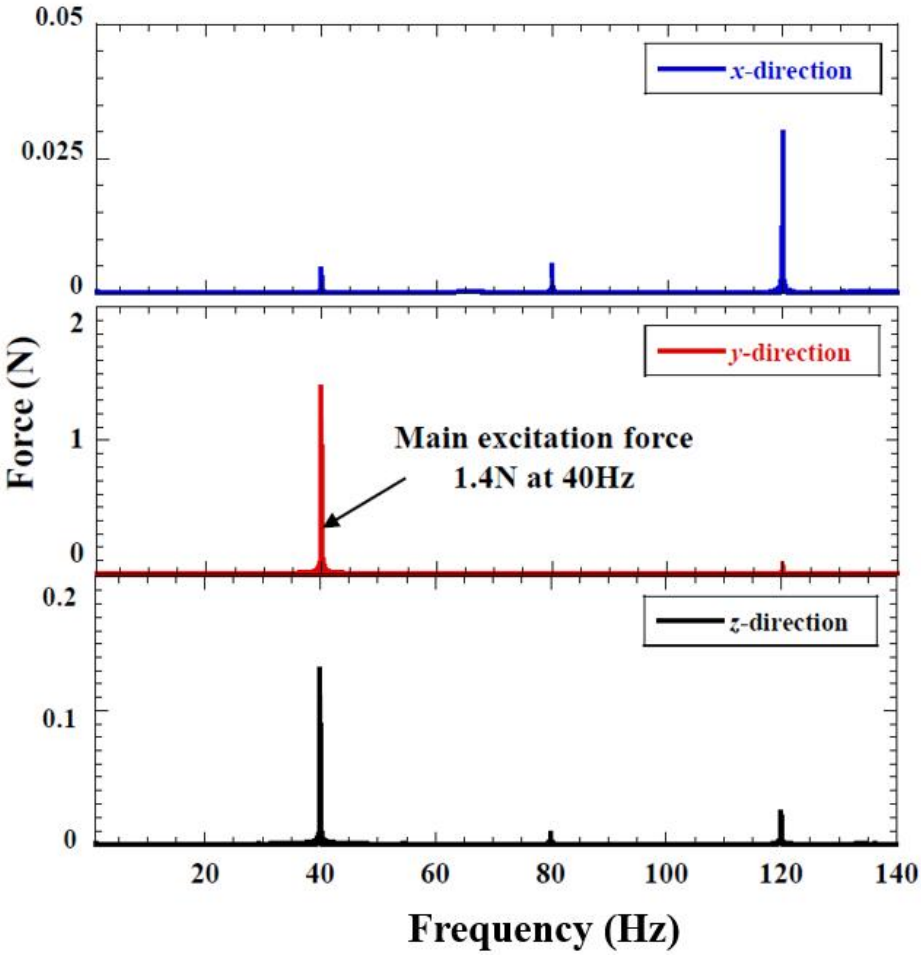


Fig. 18 Time Domain acquired to Micro-vibration Measurement Test

Collection @ chosun

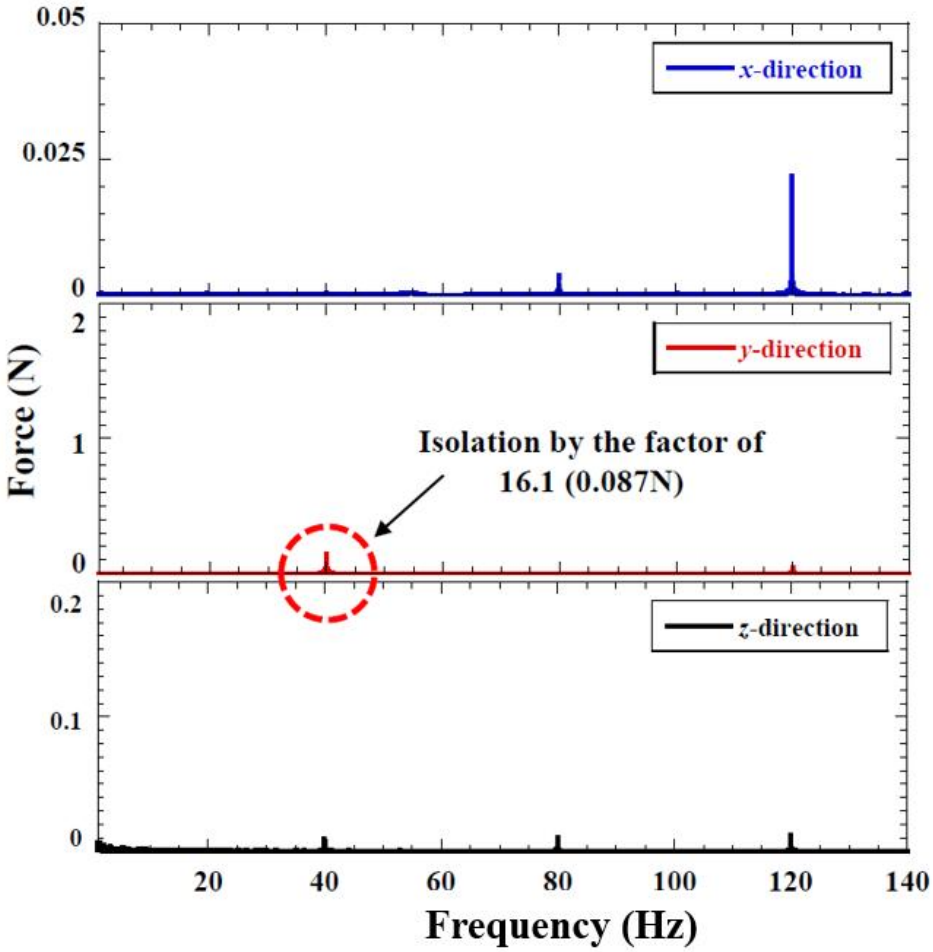
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Fig. 19 Frequency Domain acquired to Micro-vibration Measurement Test [(a): with Isolation, (b): w/o Isolation]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 위치민감도 시험

기존 선행연구[8]에서는 진동절연기의 정렬된 위치가 공칭위치(Nominal Position)로부터 이격됨에 따라 미소진동절연성능이 저하되는 단점이 존재하였다. 이에 따라 본 연구에서는 상기 위치민감도에 대해 절연기의 성능변화가 둔감한 설계를 실시하였으며, 설계 유효성을 검증하기 위해 냉각기 정렬위치에 따른 위치민감도 시험을 수행하였다. 위치민감도 시험은 Fig. 20과 같이 냉각기 초기 정렬위치에서 진동절연기의 유연방향인 y축을 따라 ±1mm, ±2mm 및 ±3mm 변화할 때의 미소진동측정 시험을 수행하였으며, 시험결과를 Fig. 21에 나타내었다. 진동절연기의 정렬위치가 공칭위치로부터 이격됨에 따라 냉각기로부터 전달되는 외란력이 증가하는 경향성을 보이고 있다. 대표적인 예로, 최대로 이격된 ±3mm의 변위조건에서는 냉각기로부터 전달되는 외란력이 최대 0.12N으로 공칭위치에서의 외란력에 비해 약 1.5배 증가하였다. 상기 결과는 냉각기의 변위 발생에 따른 블레이드의 굽힘 발생 시, 국부적으로 블레이드에 응력이 가해지며 이로 인해 강성이 미소하게 증가하기 때문에 주파수분리 측면에서 절연성능이 저하되고 있으나 미소한 수준이다. 또한 Fig. 22는 본 연구에서 제안된 진동절연기와 기존 선행연구[7,8]과의 위치민감도 시험 결과를 비교한 그래프이다. 대표적인 예로, 기 선행연구인 PLOVIS[7]의 결과와 비교하여 위치민감도에 대해 최대 4.1배 둔감함을 알 수 있다. 따라서 상기 위치민감도 시험 결과로부터 제안된 진동절연기가 위치민감도에 대해 둔감한 설계가 수행되었음을 실험적으로 입증하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

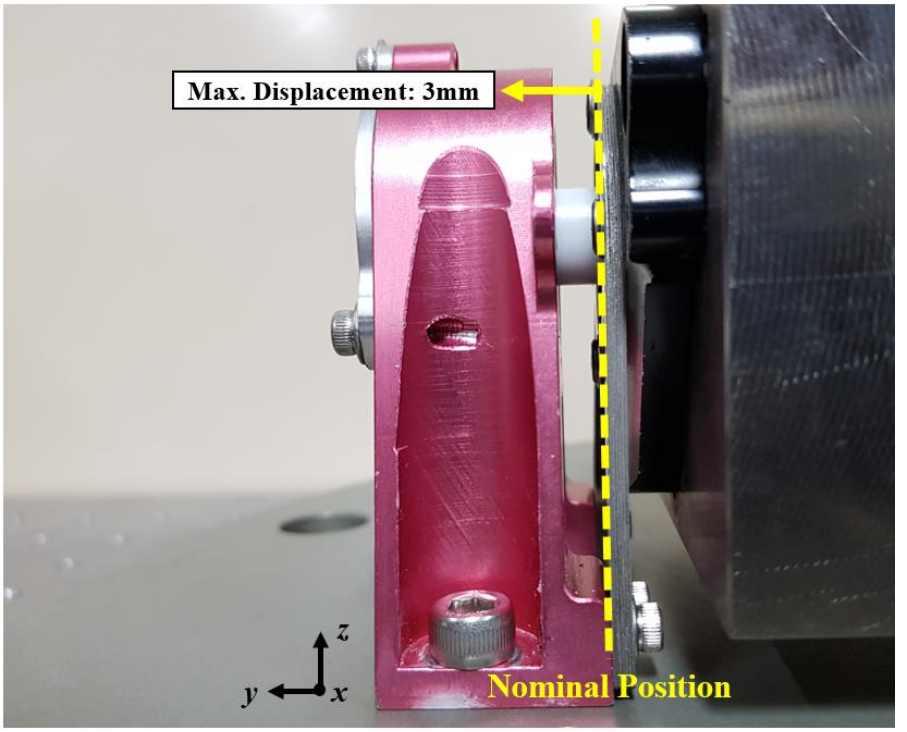


Fig. 20 Nominal Position of the Blade Isolator

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

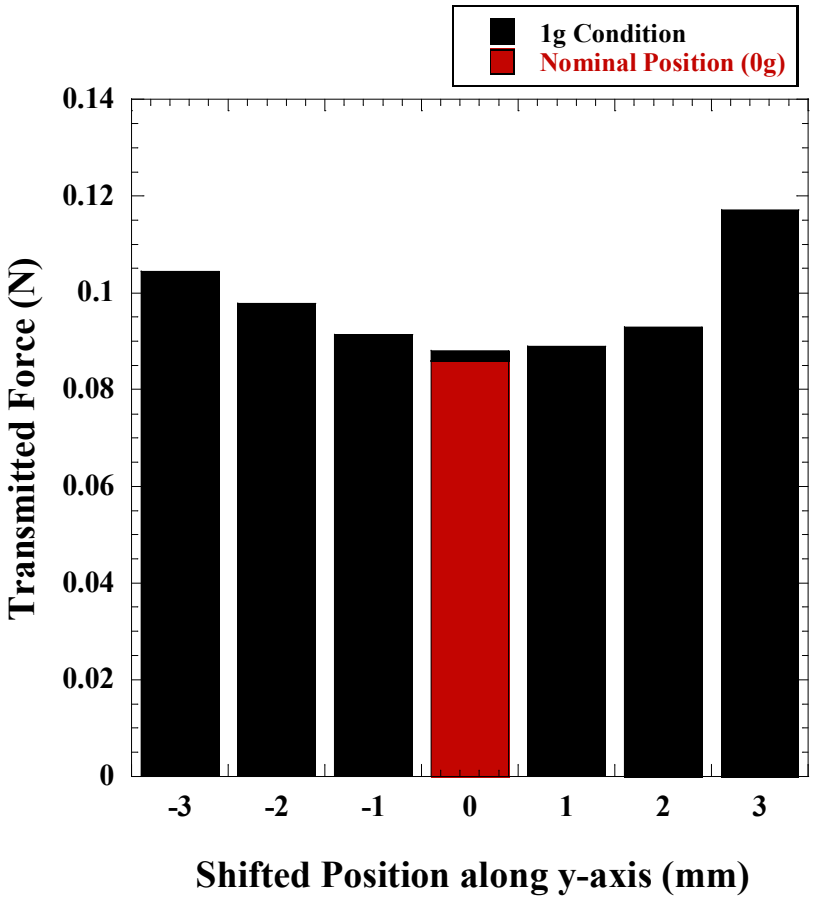


Fig. 21 Position Sensitivity Test Result

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

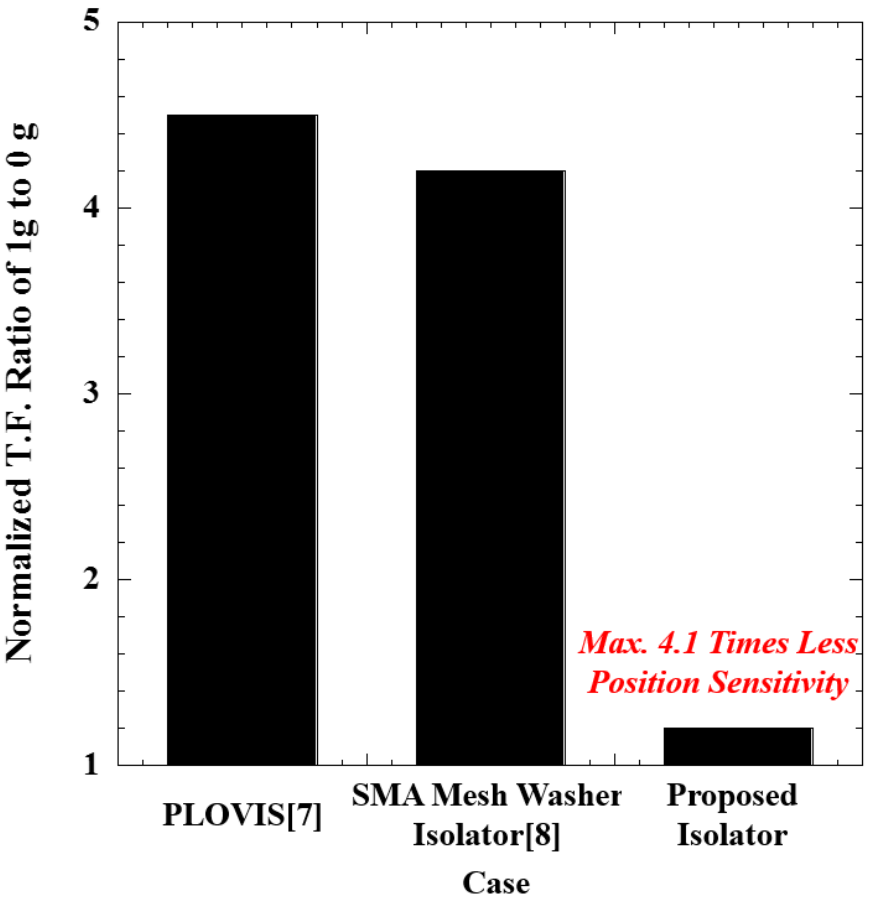


Fig. 22 Comparison of Position Sensitivity for Conventional Isolators and Multi-layered Blade Isolator

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 6 장 발사진동 시험

위성은 목표하는 궤도에 진입하기 위해 발사체에 탑재되게 되며, 발사체의 비행동안 극심한 발사진동 환경에 노출된다. 발사진동 환경에는 대기와의 충돌, 발사체 주요 엔진의 추진중단(Main Engine Cut Off, MECO), 추진시 페어링 외벽에 작용하는 음압 등의 원인으로 정현파 및 랜덤진동이 발생하며, 발사체의 단분리 및 페어링 분리에 의한 충격이 있다[22]. 이에 따라 목표궤도 진입에 앞서 위성체 내부에 장착된 진동절연기 및 이와 결합된 냉각기 조립체는 상기의 극심한 발사진동 하에서 생존 가능하도록 설계되어야한다.

따라서 본 연구에서 제안한 적층형 블레이드 진동절연기의 발사환경에 대한 설계 유효성을 검증하기 위해 인증수준 규격에 준하는 발사진동 시험을 수행하였다. 시험 항목은 정현파 및 랜덤진동 시험에 대해 수행하였으며, 냉각기 조립체의 동특성 파악 및 시험 전/후로의 동특성 변화 확인을 위해 Low Level Sine Sweep (LLSS)을 수행하였다. Fig. 23은 발사진동 시험을 위한 시험 구성을 나타내며, 정현파 및 랜덤 진동에 대해 요구되는 시험 규격은 앞서 제시한 Tables 1, 2와 동일하다. 본 발사진동 시험에서는 단축 가속도센서를 사용함에 따라 제시된 시험결과는 진동 가진 축과 동일한 축에 대한 냉각기의 가속도 응답을 의미한다. 또한 발사환경에서의 적층된 블레이드간의 접촉조건에 따라 블레이드의 구조건전성에 미치는 영향성을 확인 및 비교하기 위해 앞서 정의한 Case 1, 2 및 3에 대해 모두 수행하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

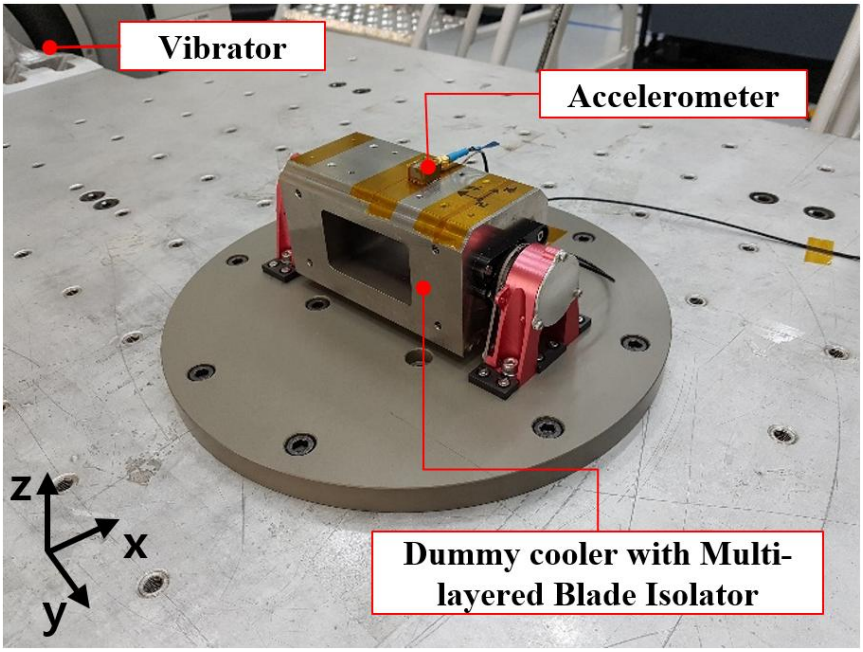


Fig. 23 Test Set-up for Launch Vibration Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 절 Low Level Sine Sweep

Figure 24은 발사진동 시험 전에 수행된 y축의 방향으로 저진동 인가 시 동일한 축에 대한 LLSS의 결과를 나타내며, 상기 결과로부터 냉각기 조립체의 1차 고유진동수 및 감쇠비 도출이 가능하다. 상기의 LLSS 결과 그래프에서 최대 가속도응답에서의 주파수는 냉각기 조립체의 1차 고유진동수를 의미하며, 감쇠비는 LLSS의 결과로부터 반전력점(Half Power Point)을 활용한 아래의 식(10)을 통해 도출할 수 있다.

$$\zeta = \frac{\omega_b - \omega_a}{\omega_d} \tag{10}$$

여기에서, ω_d 는 냉가기의 고유진동수를 의미하며, ω_a, ω_b는 공진점에서의 가속도응답에서 $\sqrt{2}$ 배수만큼 감소한 -3dB에 해당되는 지점의 주파수를 나타낸다.

LLSS 결과 및 상기 식(10)으로부터 도출된 냉각기 조립체의 1차 고유진동수 및 감쇠비는 Table 6에 정리하였으며, 앞서 수행된 자유감쇠진동 시험의 결과와 비교하였다. LLSS 결과로부터 도출된 냉각기 조립체의 1차 고유진동수는 각 Case 1, 2, 3 별로 7.01Hz, 7.32Hz, 7.95Hz으로 앞서 자유감쇠진동 시험으로부터 도출된 고유진동수와 유사한 결과이다. 그러나 식(10)으로부터 도출한 각 케이스 별 감쇠비의 경우에는 각각 0.0157, 0.016, 0.141로 자유감쇠진동 시험으로부터 도출된 감쇠비보다 Case 1, 2는 약 1.8배, Case 3은 약 1.3배 이상 증가하였다. 상기 결과는 LLSS의 결과에서 냉각기 공진점에서 발생한 가속도응답이 자유감쇠시험에서의 가속도응답보다 높음을 보아, LLSS에서 블레이드 간의 마찰작용이 높은 가속도에서 더 효과적으로 작용함에 따라 감쇠비가 높아진 것으로 판단된다. 또한 전술한바와 같이 Case 3은 접착제 내부의 마찰작용에 의해 에너지소산이 Case 2, 3와 비교하여 더 효과적으로 발생하기 때문에 공진점에서의 증폭된 가속도응답이 9배 낮음을 확인할 수 있다.

한편, Case 1, 2의 블레이드가 적용된 진동절연기의 경우, x축 랜덤진동 시험 도중 블레이드 부에 누적되는 진동피로로 인해 Fig. 25와 같이 소성변형이 발생

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

하였다. 따라서 발사진동 시험의 결과를 서술하는 다음의 절에서는 Case 3에 대한 결과만을 제시하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

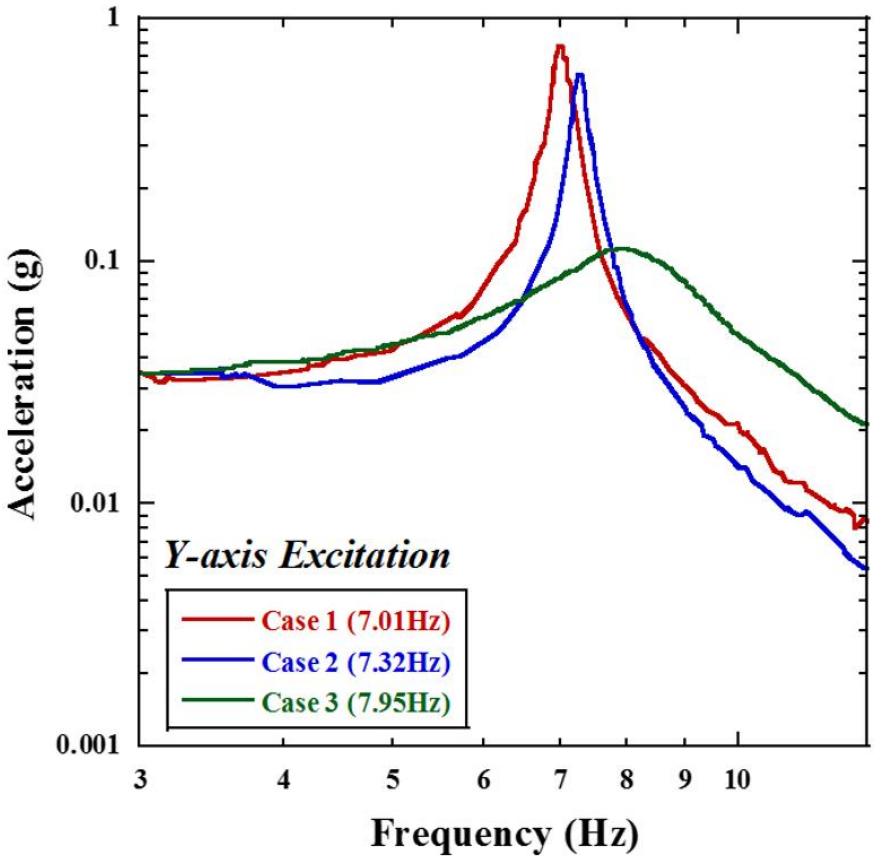


Fig. 24 Low Level Sine Sweep Results of each Case

Collection @ chosun

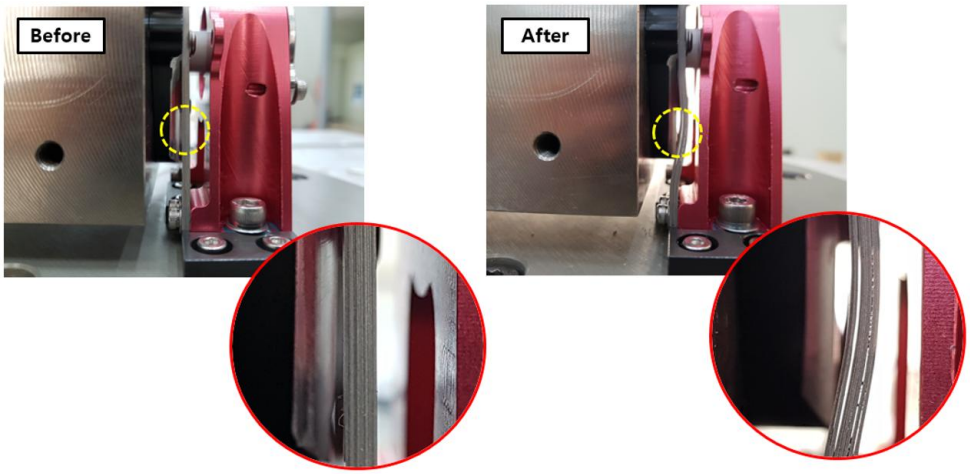
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 6 Comparison of Basic Characteristics for Free vibration Test and LLSS Results

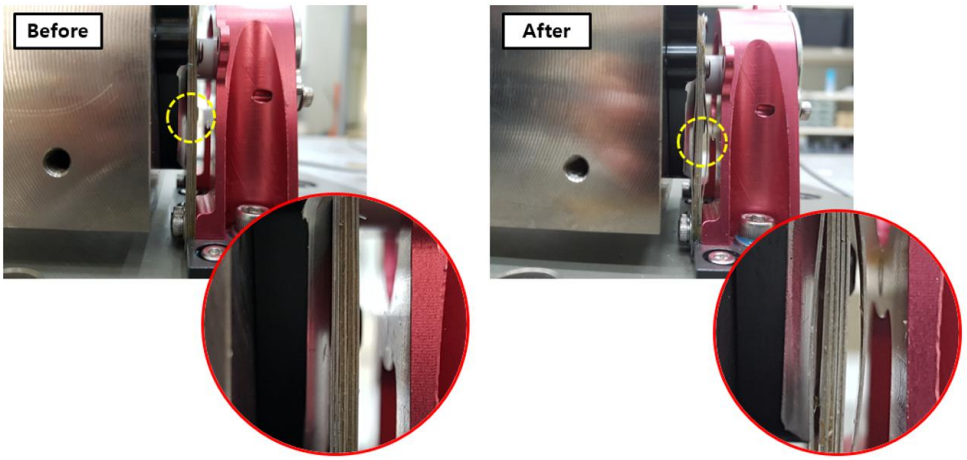
Case	Free-vibration Test		LLSS	
	Frequency (Hz)	Damping Ratio	Frequency (Hz)	LLSS
Case 1	7.15	0.0084	7.01	0.0157
Case 2	7.3	0.0082	7.32	0.0162
Case 3	7.8	0.1048	7.95	0.141

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 25 Plastic Deformation on Blade during Sine Vibration Test along the x-axis

[(a): Case 1 Blade, (b): Case 2 Blade]

Collection @ chosun

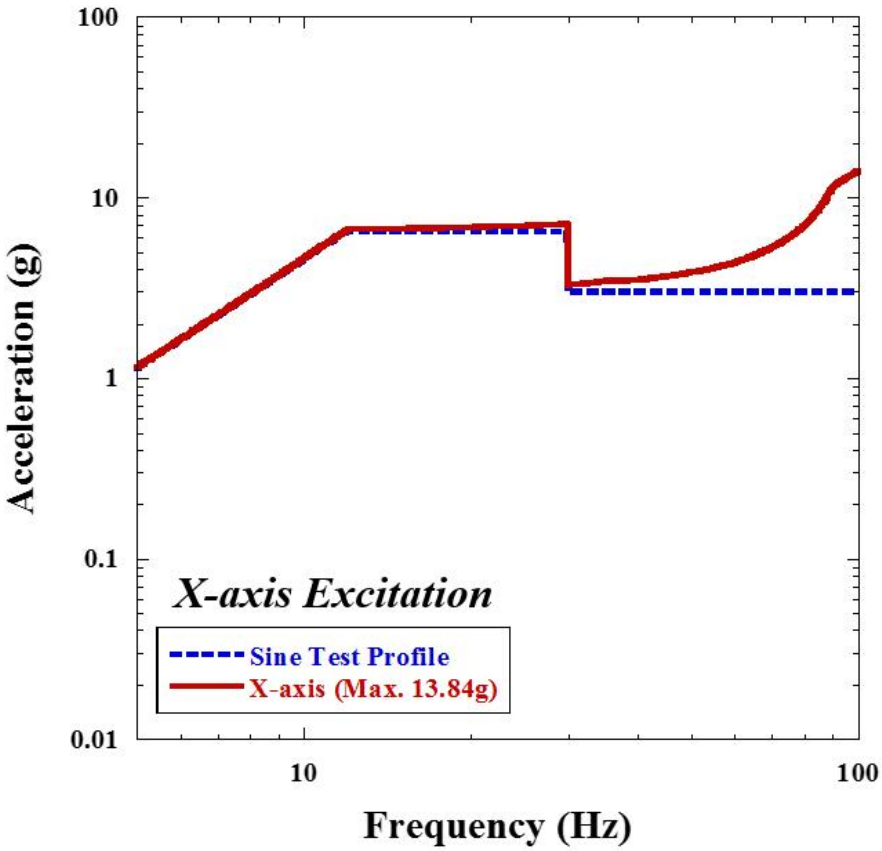
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 정현파 진동 시험

Figure 26은 정현파진동 시험 결과로써, 각각 x, y 및 z축에 대해 인증수준에 준하는 정현파진동 인가 시 가진 축에 상응하는 냉각기의 가속도 응답을 나타낸다. 먼저 x축 결과의 경우, 냉각기의 x축 방향으로의 1차 고유진동수가 100Hz 부근에 위치하고 있어 정현파진동 인가 시 약 30Hz까지는 냉각기의 가속도 응답이 시험 프로파일과 거의 일치하고 있으며, 인가된 가속도가 100Hz에 근접할수록 공진점에 도달함에 따라 냉각기의 최대 가속도응답이 약 13.84g로 나타난다. 냉각기 주요 구동방향에 따라 블레이드의 유연방향인 y축의 시험결과의 경우, Case 3의 블레이드가 높은 진동감쇠 특성을 보유함에도 가진 주파수가 증가할수록 냉각기의 변위구속블록과 프로텍터블록 상호간의 범핑현상 때문에 가속도응답이 증가하는 경향성을 보이고 있으며, 냉각기의 최대 가속도 응답은 44.2g이다. 이후 50Hz 이상의 대역부터는 진동에 의한 냉각기 발생변위가 초기에 설정된 제한변위인 ±3㎜ 미만으로 발생하여 두 블록간의 범핑현상이 중단되기 때문에 가속도 응답이 급격히 감소한다. 앞서 4장 1절에서 제시한 자유감쇠진동 시험결과의 경우 Case 3는 진동감쇠 특성이 우수한 것으로 제시되고 있으나, 발사진동 환경에서는 진동감쇠가 효과적으로 이루어지고 있음을 확인할 수 있다. 이는 양면테이프가 적용된 적층구조 블레이드는 블레이드 자체의 에너지 산일화 효과를 부여하고 있지만, 발사환경에서 발생하는 범핑에 대해서는 아무런 감쇠 역할을 못하고 있음을 의미한다. 그러나 최대 가속도 응답이 설계하중 50g 이내로 부합하여 정현파진동 시험에서의 요구조건을 만족하고 있다. 마지막으로, 중력방향인 z축은 100Hz 이하의 주파수 대역에서 공진현상이 발생하지 않음을 보아 z축 방향의 1차 고유진동수가 100Hz 이상에 위치하고 있을 것으로 판단되며, y축과 달리 범핑현상 또한 발생하지 않아 가속도응답 결과가 시험 프로파일과 거의 일치하고 있다.

Collection @ chosun

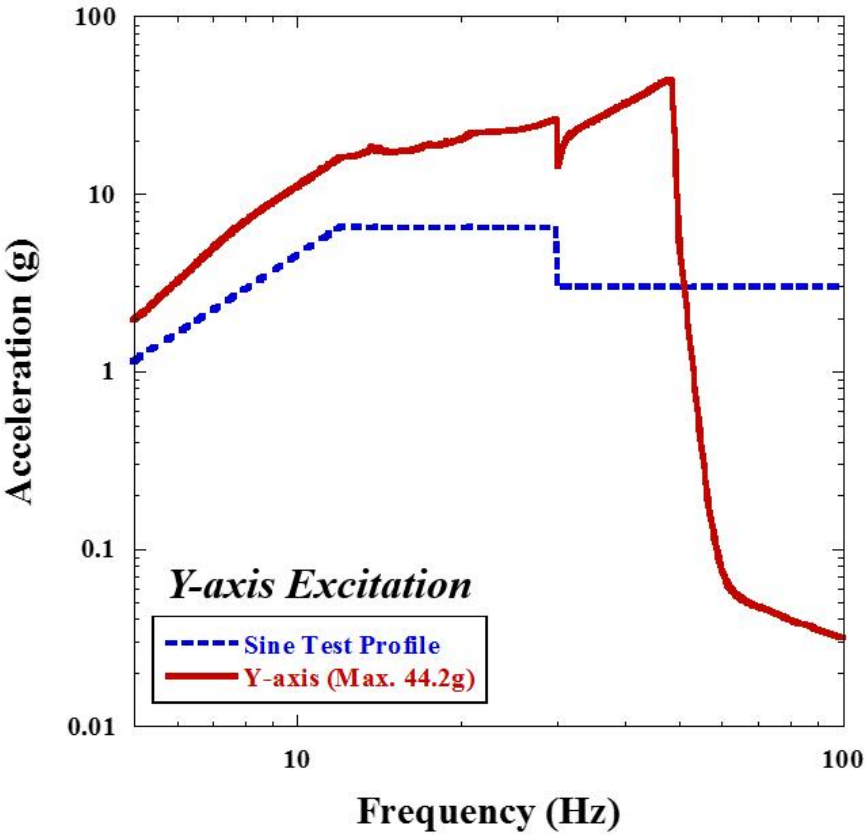
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

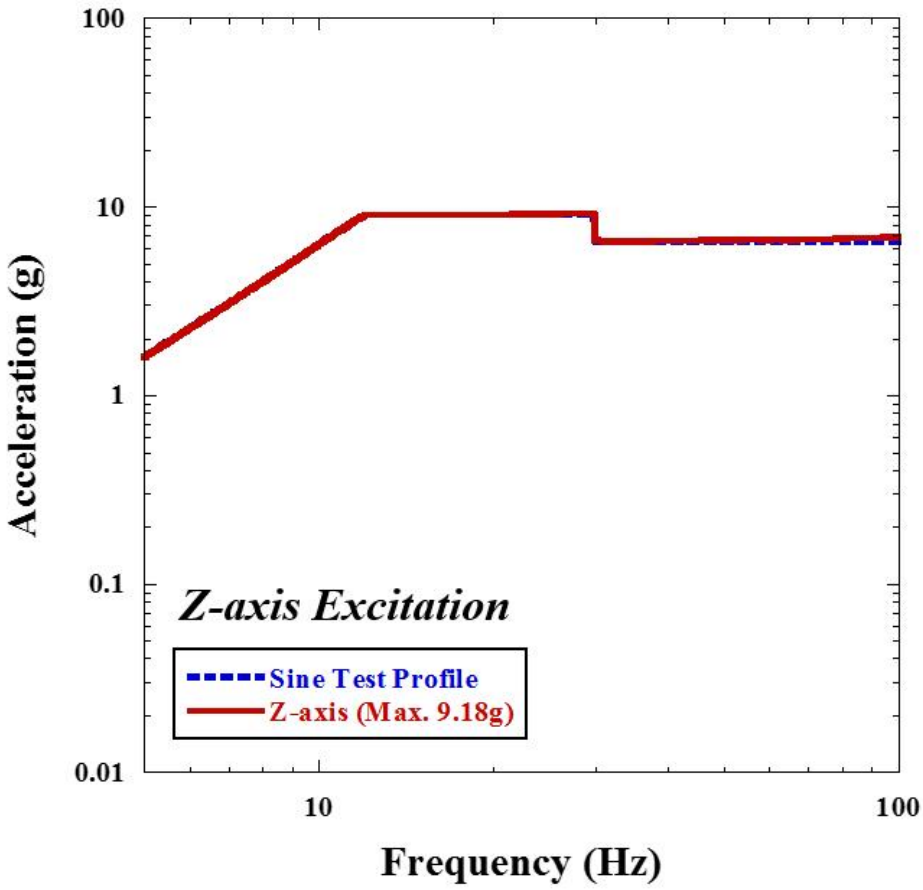
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c)

Fig. 26 Sine Vibration Test Results
[(a): x-axis, (b): y-axis, (c): z-axis]

Collection @ chosun

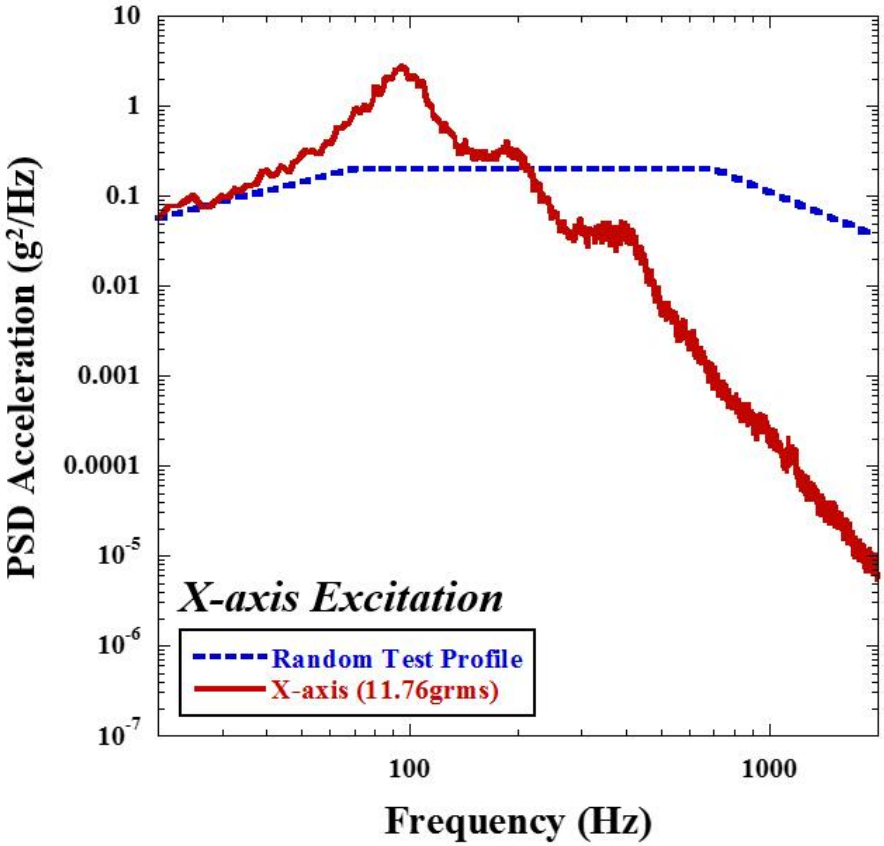
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 랜덤 진동 시험

Fig. 27은 랜덤진동 시험의 결과를 나타내며, 인증시험 규격인 15.3grms의 가속도를 2분 동안 인가한 결과이다. 먼저 x축 시험의 경우 정현파진동 시험과 동일하게 100Hz 부근에서 공진현상이 발생함을 확인할 수 있으며, 시험규격 15.3grms 랜덤진동 인가에 대해 냉각기의 가속도응답은 11.76grms로 약 1.3배 저감되고 있다. y축의 경우, 최대 가속도응답은 약 1.43grm로 시험규격에 대해 약 10배 이상의 진동이 저감되고 있다. 실제 랜덤진동의 시험규격은 랜덤진동의 시험규격은 20Hz~2000Hz의 주파수 범위로 가진되며, y축 방향의 1차 고유진동수가 8Hz이기 위치하기 때문에 타 축에 비해 상대적으로 낮은 가속도응답을 보이고 있다. 마지막 z축의 결과는 앞서 정현파진동 시험에서 나타나지 않았던 z축 방향의 1차 고유진동수가 300Hz 부근에 위치함을 확인할 수 있으며, 최대 가속도응답이 11.56grms로 약 1.3배 저감되고 있다.

Collection @ chosun

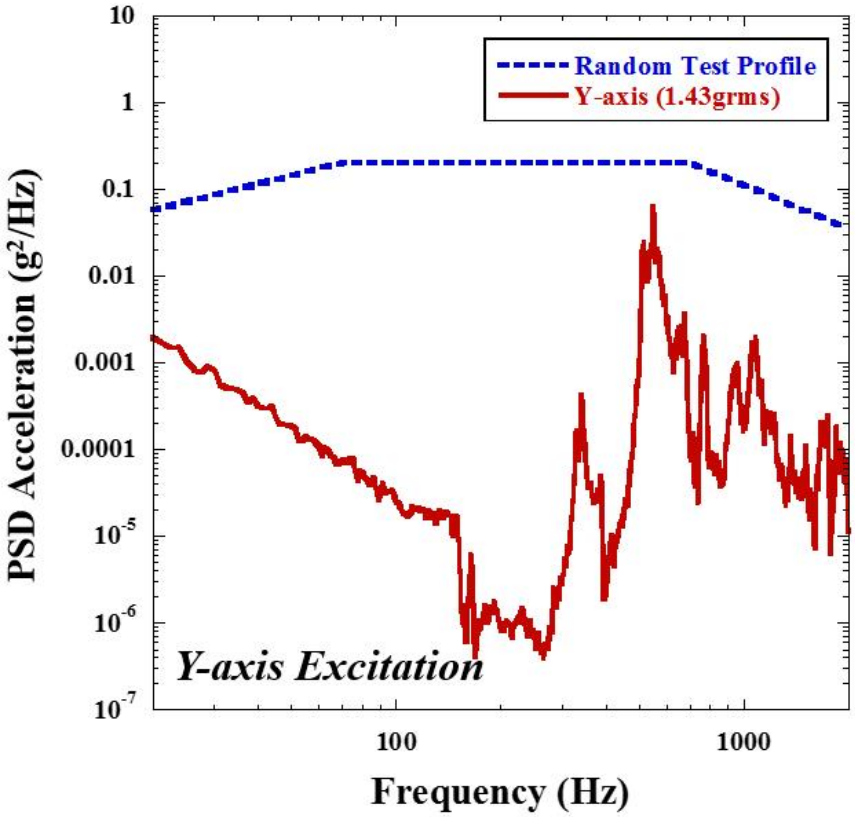
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

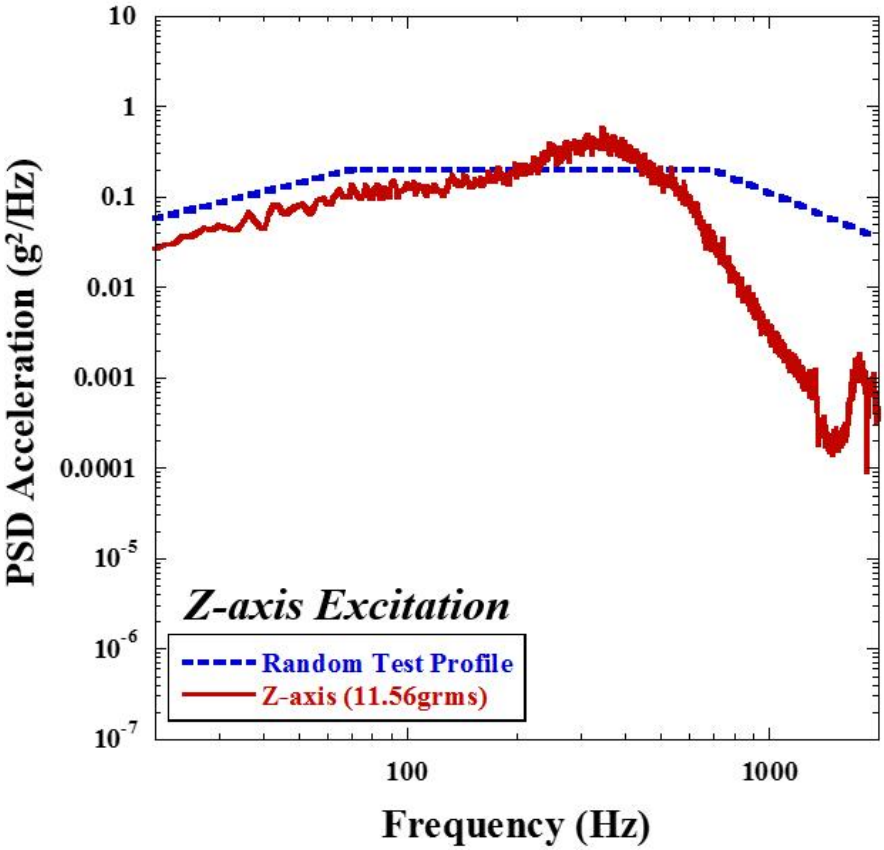
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c)

Fig. 27 Random Vibration Test Results
[(a): x-axis, (b): y-axis, (c): z-axis]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 절 설계 유효성 검증

발사진동 시험에서 시험품의 설계 유효성 검증 및 구조건전성이 확보됨을 확인하는 한 방법으로써 시험 전/후 LLSS 결과로부터 시험품의 동특성, 즉 고유진동수 및 진폭의 변화를 확인하며, 일반적으로 NASA(National Aeronautics and Space Administration) 또는 ESA(European Space Agency)에서 신뢰도 높은 설계를 위해 기준하는 변화율 내에 만족해야한다. 실제 본 시험에서는 매 진동시험 전/후로 LLSS을 수행하였으며, ESA의 ECSS Rule[23] 준하여 냉각기 조립체의 동특성이 유지됨을 확인하였다. 최종적으로 모든 발사진동 시험이 끝난 후 수행된 LLSS과 시험 전의 LLSS을 비교한 결과를 Fig. 28에 나타내었다. 시험 전의 냉각기 조립체의 1차 고유진동수는 7.95Hz, 시험 후는 7.8Hz로, 진동시험 이후 고유진동수가 약 1.9% 변화하였으나, 전술한 ECSS Rule[23]에서 요구하는 고유진동수 변화율 5% 이내를 만족하고 있다. 또한 공진점에서의 진폭의 경우에도 시험 전/후의 가속도 응답의 변화 비가 0.9로 요구되는 진폭 변화 3dB[23]미만임을 확인하였다. 이와 더불어, 진동시험 이후 블레이드의 소성변형 유무 및 블레이드 상호간의 접착상태를 확인하기 위해 육안검사를 수행하였다. Fig. 29은 진동시험 이후의 블레이드 형상을 비교한 사진이며, Case 1, 2와는 달리 소성변형 없이 초기의 형상을 그대로 유지하고 있다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

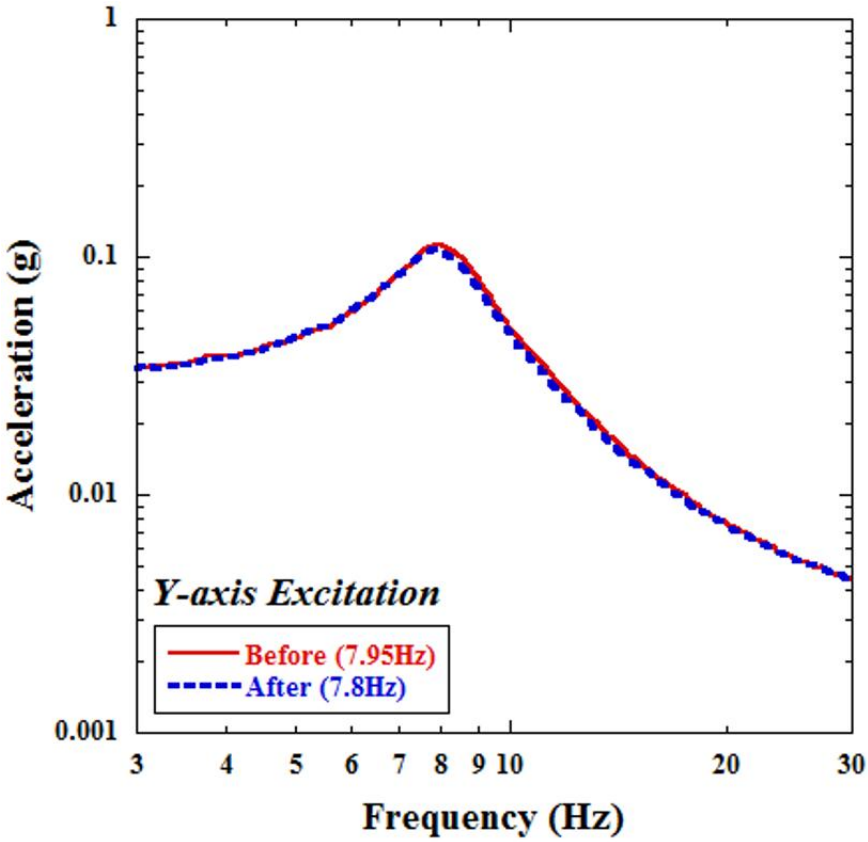


Fig. 28 Comparison of LLSS Results for Before and After Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

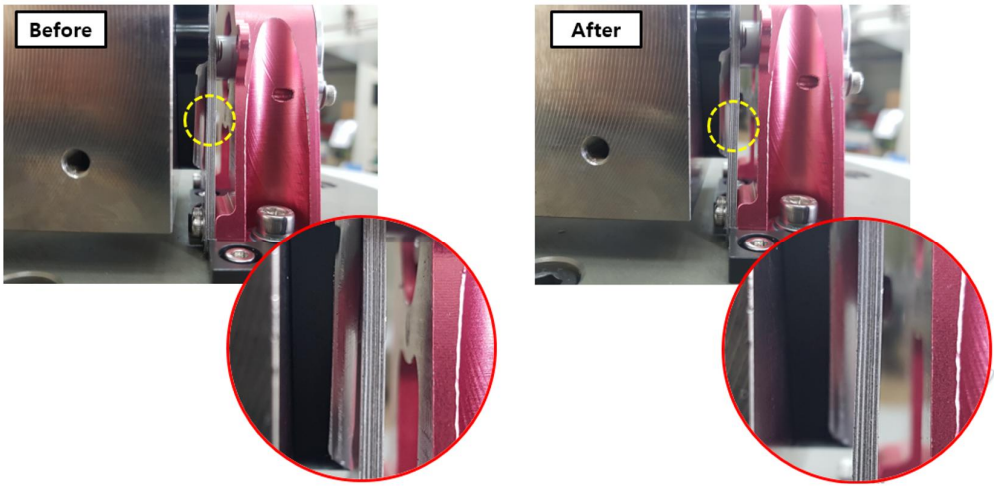


Fig. 29 Visual Inspection Check on Blade after Launch Vibration Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 7 장 열진공 시험

우주에서의 열진공 환경이 접착테이프가 적용된 진동절연기의 성능 및 특성에 미치는 영향성을 검토하기 위해 Fig. 30과 같이 구성하여 열진공 시험을 수행하고 시험 전/후로 자유감쇠진동 시험을 실시하여 절연기의 성능 및 특성변화 여부를 확인하였다. 열진공 시험의 시험온도는 냉각기의 궤도상 작동 온도 범위인 -30℃~60℃[20]에서 일부 온도마진을 포함한 -40℃~60℃로 정의하여 총 6주기 반복하며, 온도 안정화 시간(Dwell Time)은 1분으로 설정하였다. Table 7은 열진공 시험의 상세규격을 나타낸다. 열전대는 앞서 온도특성 시험과 동일하게 변위구속블록에 부착하였으며, 상기 지점의 온도를 레퍼런스 온도(Temperature Reference Point, TRP)로 설정하였다. 열진공 시험은 발사환경에서의 구조건전성이 검증된 Case 3에 대해서만 수행하였으며, 앞서 발사진동 시험에서 사용하였던 블레이드를 그대로 적용하였다.

Fig. 31은 열진공 시험으로부터 획득한 TRP의 온도 프로파일을 나타낸다. 열진공 챔버의 온도 제어에 따라 각 주기 별 안정화 온도의 차이가 다소 존재하나 시험 규격을 모두 만족하고 있다. 전술한 시험 규격에 준하는 열진공 환경에 노출된 이후에 진공상태를 제거하고 TRP의 온도를 기준으로 시험 전의 상온 온도로 다시 회복하여 자유감쇠진동을 실시하였다. Table 8에 제시된 바와 같이 열진공 시험 전/후의 고유진동수 및 감쇠비의 변화율이 각 1.1% 및 2.9%로 열진공 환경에 노출되었음에도 불구하고 특성 변화가 미소한 것을 확인할 수 있다. 또한, Fig. 32와 같이 블레이드의 육안 검사 시에도 테이프의 접착성능 저하로 인한 블레이드간의 박리현상은 관찰되고 있지 않으며, 초기 형상을 그대로 유지하고 있다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

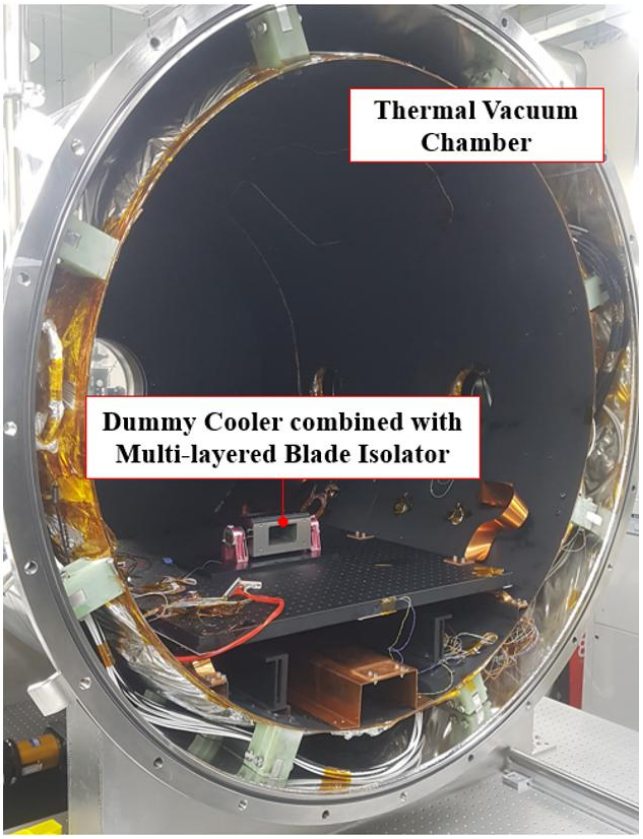


Fig. 30 Test Set-up for Thermal Vacuum Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 7 Specification for Thermal Vacuum Test

Specification	Value
Temperature Range (℃)	-40~60
Number of Cycles	6
Temperature Change Rate (℃/min)	<5
Degree of Vacuum (Torr)	10^{-5}
Test Tolerance (℃)	±3
Thermal Stabilization (℃/hour)	1
Dwell Time (hour)	1

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

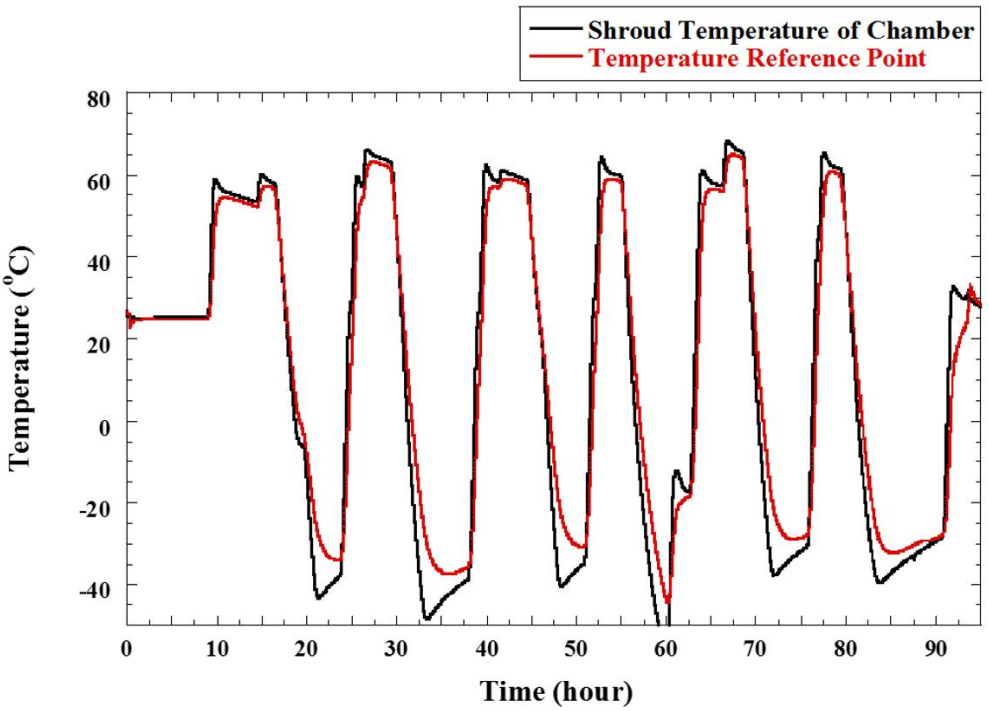


Fig. 31 Temperature Profile during Thermal Vacuum Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 8 Comparison Basic Characteristics for Before and After Thermal Vacuum Test

	Before TV Test	After TV Test	Difference (%)
Frequency (Hz)	7.81	7.73	1.02
Damping Ratio	0.1048	0.102	2.67

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

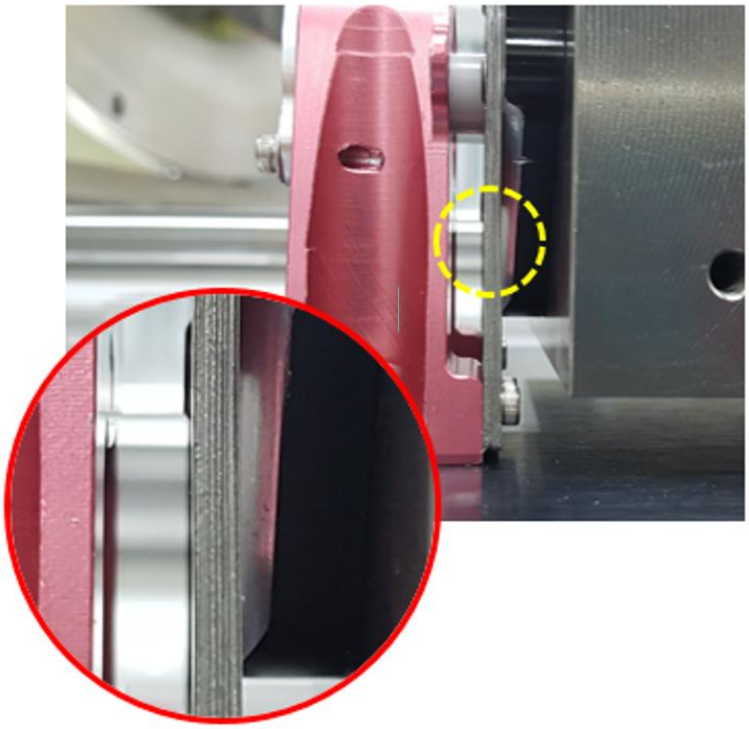


Fig. 32 Visual Inspection Check after Thermal Vacuum Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 8 장 전자주사현미경 촬영

발사진동 및 열진공 시험 이후 육안검사 시 외관에서 확인이 어려운 블레이드 내부의 진전된 균열 및 양면테이프의 접착성능 저하를 상세히 관찰하기 위해 전자주사현미경(Scanning Electron Microscope, SEM) 촬영을 수행하였다. Fig. 33과 같이 블레이드에 응력이 집중되는 부분을 절삭하여 상기 단면부에 대해 30배의 배율로 관찰하였다. Fig. 34은 SEM 촬영으로부터 획득한 블레이드 절삭부의 단면형상을 나타낸다. 제시된 그림과 같이 극심한 수준의 환경시험을 겪었음에도 금속 블레이드의 내부 균열 및 소성변형은 발생하지 않았으며, 테이프의 접착성능 저하로 인한 각 층간의 박리현상 또한 관찰되지 않고 있다. 상기의 SEM 촬영의 결과를 통해 양면 접착테이프가 적용된 적층형 블레이드 진동절연기의 설계 유효성을 입증하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

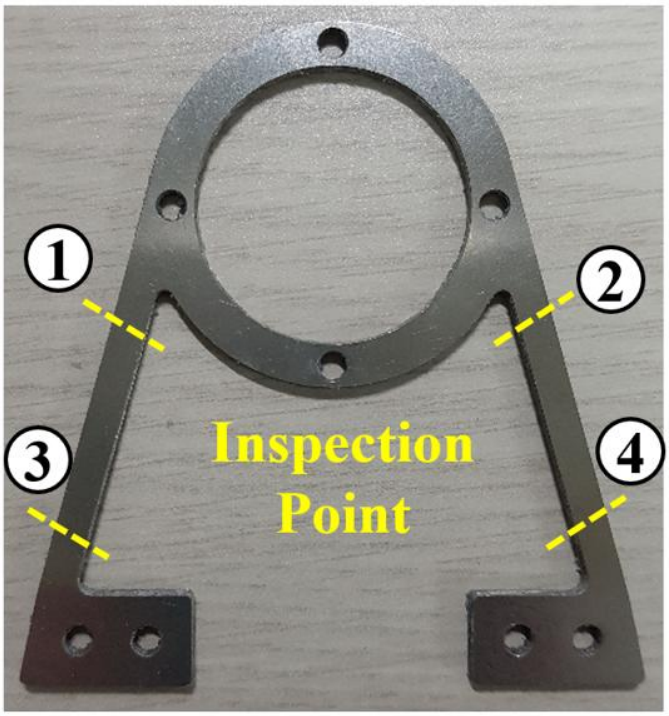


Fig. 33 Inspection Point for SEM

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

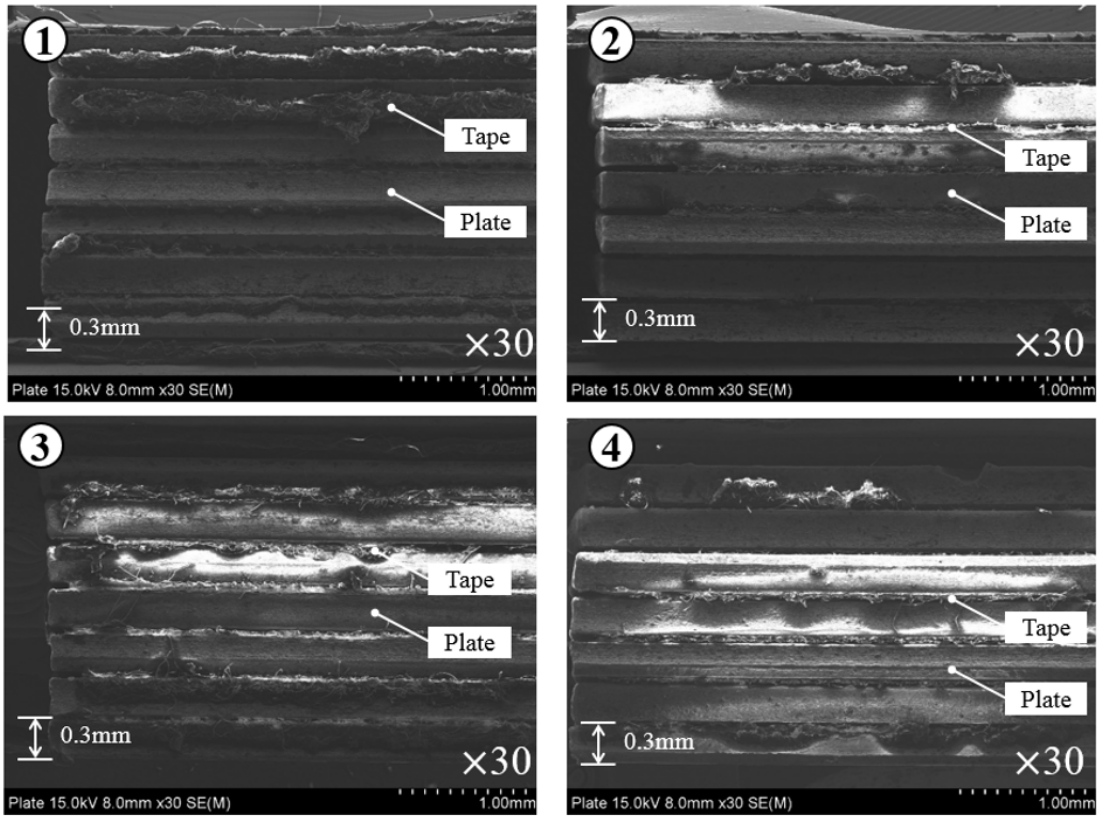


Fig. 34 SEM Microphotograph Results of Inspection Points

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 9 장 결 론

본 연구에서는 점탄성 접착테이프가 적용된 적층구조 블레이드 진동절연기를 제안하였다. 제안된 진동절연기는 얇은 블레이드를 다층으로 적층하여 하중분산을 실시하고, 각 층 사이에 접착테이프를 적용하여 에너지 소산효과 및 피로파괴에 대한 내구성을 개선하였다. 본 연구에서는 블레이드 각 상호면의 접촉 조건에 따라 세가지 케이스로 구분하였으며, 자유감쇠진동 시험을 통해 기본특성을 확인한 결과 양면테이프가 적용된 Case 3의 감쇠비가 가장 높아 에너지소산효과가 효과적으로 나타남을 확인하였다. 제안된 진동절연기의 미소진동저감 성능의 유효성을 검증하기 위해 미소진동측정 시험을 수행하였다. 시험결과, 진동절연기 적용 시 냉각기의 외란력이 강체조건보다 약 16배의 저감되었으며, 1g 및 0g 환경에 관계없이 안정적인 미소진동절연성능을 보장하였다. 또한 위치민감도 시험의 경우에도 공칭위치로부터 진동절연기의 정렬 위치가 이격됨에도 유사한 절연 성능을 나타내었다. 또한 제안된 진동절연기의 설계 유효성을 입증하기 위해 발사진동시험을 수행하였다. 시험 결과, 앞서 정의한 Case 1, 2는 정현파 진동 시험도중 블레이드의 소성변형이 발생하였으나, Case 3의 경우 정현파 및 랜덤 진동을 포함한 모든 발사진동 시험 이후에도 블레이드의 특성 변화 및 소성이 발생하지 않았으며, 이로부터 구조건전성이 확보됨을 확인하였다. 마지막으로, 열진공 환경에서 접착테이프가 적용된 블레이드의 성능 변화 여부를 검토하기 위해, 열진공 시험을 수행하였으며, 시험 전/후로 자유감쇠진동시험을 수행하여 기본특성을 확인하였다. 확인 결과, 시험 전/후의 기본특성이 거의 유사함을 확인하였으며, 육안검사 시에도 접착제의 성능 저하로 인한 박리현상 없이 블레이드의 초기 형상을 잘 유지하고 있음을 확인하였다. 극심한 환경시험 이후 주사전자현미경 촬영을 통한 검사 시에도 블레이드의 내부 진전된 균열 및 소성변형 또는 접착성능 저하로 인한 박리현상이 관찰되지 않았다. 따라서 상기의 결과로부터 본 논문에서 제안한 적층형 블레이드 진동절연기의 설계 유효성을 입증하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【참 고 문 헌】

1) J. S. Park and K. H. Yang, "Trends of the vibration isolation system for spacecrafts," Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 8, No. 2, pp. 54-64, December 2010.

2) Y. G. Kim, H. B. Kim, E. H. Kim and K. S. Kim, "Isolating vibration in miniature linear cryogenic cooler with tuned vibration absorber," Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 34, No. 5, pp. 605-609, May 2010.

3) R. Colbert, T. Nguyen, J. Raab and E. Tward, " Self-induced vibration of NGAS space pulse tube coolers:, Cryocoolers 16. In: International cryocooler conference; 2011. pp. 617-22.

4) 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, December 2009.

5) 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, pp. 1310-1330, March 2012.

6) G. C. Richard, M. S. Jeanne, D. Alok, L. P. Davis, T. T. Hyde, D. Torey, et al., "Vibration solation and suppression for precision payloads in space," Smart Materials and Structures, Vol. 8, No. 6, pp. 798-812, February 1999.

7) H. U. Oh, K. J. Lee and M. S. Jo, "A passive launch and on-orbit vibration system for the spaceborne cryocooler," Aerospace Science and Technology, vol. 28, No. 1, pp. 324-331, July 2013.

8) H. U. Oh, S. C. Kwon and S. H. Youn, "Characteristics of spaceborne cooler passive vibration isolator by using a compressed shape memory alloy mesh washer," Smart Materials and Structures, Vol. 24, No. 1, pp. 1-12, November 2015.

9) S. C. Kwon, Y. H. Jeon and H. U. Oh, "Micro-jitter attenuation of spaceborne cooler by using a blade-type hyperelastic shape memory alloy

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

passive isolator," Cryogenics, Vol. 87, pp. 35-48, October 2017.

10) K. Minesugi, J. Onoda and Y. Hanawa, "Passive vibration suppression using thin tape with viscous lamina," 36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, pp. 200-206, April 1995.

11) M. R. Stoudt, R. E. Ricker and R. C. Cammarata, "The influence of a multilayered metallic coating on fatigue crack nucleation," International Journal of Fatigue, Vol. 23, pp. 215-223, November 2001.

12) H. B. Kim, S. Y. Lee, W. B. Lee and G. S. Kim, "Spaceborne Cryogenic Cooler Development Status", Current Industrical and Technological Trends in Aerospace, Vol. 7, No. 2, 2009.

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

14) R.G. Ross and D.L. Johnson, "NASA's advanced cryocooler technology development program", Advances in Cryogenic Engineering, Vol. 823, pp. 607-614

15) 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 System and Structures, Vol. 25, No. 7, pp. 908-919, June 2013.

16) S. C. Kwon and H. U. Oh, "Passive micro-jitter isolation of gimbal-type antenna by using a superelastic SMA Gear Wheel," Mechanical Systems & Signal Processing, Vol. 114, pp. 35-53, January 2019.

17) P. J. Macioce, "Understanding viscoelastic damping and treatments using typical adhesive materials," Adhesives & Sealants Industry Magazine, pp. 36-39, 2002.

18) http://www.dupont.com

19) https://3m.citrination.com

20) W. Townsend and J. Salisbury, "The effect of coulomb friction and stiction on force control," IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp. 883-889, April 1987.

21) H. U. Oh, M. K. Lee, S. M. Sin and J. S. Hong, "A numerical and

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

experimental investigation of the thermal control performance of a spaceborne compressor assembly," Cryogenics, Vol. 51, No. 9, pp.477-484, September 2011.

22) European Cooperation for Space Standardization (ECSS-E-HB-32-26A), 2013.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【연 구 실 적】

<해외논문>

1. S. C. Kwon, Y. H. Jeon and H. U. Oh, "Micro-vibration Attenuation of Spaceborne Cooler by Using a Blade-type Hyperelastic Shape Memory Alloy Passive Isolator", Cryogenics, Vol. 87, 35-48, 2017.

<국내논문>

1. 전영현, 채봉건, 정현모, 전성용, 오현웅, "큐브위성 STEP Cube Lab.의 지상국 시스템 개발", 항공우주시스템공학회지, 제 9권 제 4호, 37-42, 2015.
2. 전영현, 오현웅, "2축 짐벌식 X-band 안테나 구동용 전장품 APD 제어보드의 피로수명 평가", 항공우주시스템공학회지, 제 11권 제 1호, 1-7, 2017.
3. 전영현, 김현수, 임인옥, 김영선, 오현웅, “Sherlock을 활용한 차세대 중형위성용 CCB 솔더 접합부의 기계적 신뢰성 평가”, 한국항공우주학회지, 제 45권 제 6호, 259-266, 2017.
4. 전영현, 백현규, 송다일, 강은수, 오현웅, "차세대중형위성 적용가능성 검토를 위한 X-band 안테나의 미소진동 저감용 초탄성 SMA 기어의 특성 측정", 한국항공우주학회지, 제 45권 제 9호, 784-793, 2017.
5. 전영현, 박태용, 이장준, 김정훈, 오현웅, "달 착륙선의 히터 작동온도 설정에 따른 솔더 접합부의 구조적 신뢰성 분석", 한국항공우주학회지, 제 46권 제 2호, 167-174, 2018.
6. 전영현, 권성철, 오현웅, "적층형 블레이드가 적용된 냉각기용 진동절연기의 발사환경에서의 구조건전성 검증", 한국항공우주학회지, 제 46권 제 7호, 575-582, 2018
7. 김수현, 전영현, 김홍래, 오현웅, "포고핀을 활용한 극초소형 위성용 태양전지판 분리장치의 기능검증", 항공우주시스템공학회지, 제 12권 제 5호, 69-75, 2018

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

<학회발표>

1. 박태용, 전영현, 김가람, 오현웅, "상용 멀티어레이 렌즈를 적용한 집광형 태양 전력시스템의 유효성 검증", 항공우주시스템공학회 2014 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회, 2014. 05. 15.
2. 채봉건, 전영현, 오현웅, "극초소형위성 STEP Cube Lab.의 지상국 예비설계", 항공우주시스템공학회 2014 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회, 2014. 05. 15.
3. 전영현, 채봉건, 오현웅, "큐브위성 STEP Cube Lab.의 지상국 시스템 개념 설계", 항공우주시스템공학회 2014 추계학술대회, 항공우주시스템공학회, 2014. 10. 29.
4. 권성철, 전영현, 전수현, 오현웅, "우주용 냉각기 발생 미소진동의 전기적 에너지로의 활용 가능성 검토" 한국소음진동공학회 2015 춘계학술대회, 한국소음진동공학회, 2015. 04. 22.
5. 정현모, 권성철, 하헌우, 전수현, 이명재, 강수진, 박태용, 장수은, 채봉건, 전영현, 한성현, 전성용, 오현웅, "큐브위성 STEP Cube Lab.의 비행모델 개발", 한국우주과학회 2015 춘계학술대회, 한국우주과학회, 2015. 04. 29.
6. 권성철, 전영현, 박종찬, 오현웅, "신뢰성 예측도구 Sherlock을 통한 우주용 BGA 소자의 진동 피로수명 분석", 한국소음진동공학회 2016 추계학술대회, 한국소음진동공학회, 2016. 10. 19.
7. 전영현, 오현웅, “2축 짐벌식 X-band 안테나 구동용 전장품 APD 제어보드의 피로수명 평가”, 항공우주시스템공학회 2016 추계학술대회, 항공우주시스템공학회, 2016. 11. 02.
8. 권성철, 전영현, 박종찬, 오현웅, "신뢰성 예측도구 Sherlock을 활용한 우주용 발사체 전장품의 피로수명 분석", 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국항공우주학회, 2016. 11. 16.
9. 전영현, 오현웅, “신뢰성 예측 도구 Sherlock을 활용한 광학 탑재체 전장품의 신뢰성 분석 및 평가, 항공우주시스템공학회 2017 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회, 2017. 04. 26.
10. 전영현, 권성철, 오현웅, "점탄성체를 포함한 적층형 블레이드 타입의

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

미소진동 절연 시스템에 관한 연구", 한국소음진동공학회 2018 춘계학술대회, 한국소음진동공학회

11. S. C. Kwon, Y. H. Jeon and H. U. Oh, "Basic Characteristics Evaluation of the Spaceborne Cooler Launch and On-orbit Vibration Isolation System using Pseudoelastic Shape Memory Alloy", The 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, Japan, 2017
12. T. Y. Park, Y. H. Jeon, J. C. Park, Y. A, Kwon and H. U. Oh, "Fatigue Life Estimation of Spaceborne Electronic by Integrated Life Prediction Tools of Sherlock", The 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, Japan, 2017
13. Y. H. Jeon, D. H. Ko and H. U. Oh, "Characteristics of Multi-layered Blade Isolator to attenuate Micro-vibration induced by a Spaceborne Cooler", Proceedings of Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering (AJSAE), Gyeongju, Republic of Korea, 2018

<수상>

1. 오현웅, 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 이명재, 박태용, 강수진, 전수현, 차진영, 채봉건, 장수은, **전영현**, “우주급 큐브위성 제작 및 시험 인증서”, 2013 큐브위성경연대회, 한국항공우주연구원, 2016
2. **전영현**, 박연혁, “제 5회 항공우주학회 학부생 논문경진대회 우수상”, 2017 제 5회 항공우주학회 학부생 논문경진대회, 항공우주학회, 2017
3. 오현웅, 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 이명재, 박태용, 강수진, 전수현, 차진영, 채봉건, 장수은, **전영현**, “2013 큐브위성 경연대회 항공우주연구원장상”, 2013 큐브위성 경연대회, 한국항공우주연구원, 2018

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【감 사 의 글】

석사과정 진학을 결정하면서 많은 일들이 있었지만 뒤돌아보니 어느덧 3년이라는 시간이 금방 흘러 졸업을 앞두게 되었습니다. 학부생부터 시작하여 기본도 없고 한없이 부족한 저를 지금의 자리까지 올수 있도록 열정적으로 지도해 주시고 가르침을 주신 오현웅 교수님께 가장먼저 감사하다는 말을 전해드리고 싶습니다. 교수님 감사합니다.

2014년도에 군 복학 이후 뒤늦게 합류하게 된 2013 큐브위성 경연대회를 통해 많은 것들을 배우고 느꼈고, 지상국이라는 시스템을 담당하면서 우리가 쏘아올린 큐브위성의 신호를 수신했을 때의 성취감과 짜릿함은 말로 표현할 수 없었습니다. 비록 1년이라는 공백 기간이 있었지만 다시 복귀 했을 때 환영해주고 많은 의지가 되었던 STEP Cube Lab. 개발팀원들한테도 고마움을 표하고 싶습니다. 특히, 지상국을 담당하면서 많이 부족했지만, 단 한번도 틀어진 적 없고 항상 호흡이 잘 맞았던 나의 사수이자 파트너 봉건이에게 항상 고맙고 다른 한편으로는 미안한 마음을 전달하고 싶습니다. 또한 석사과정을 밟으면서 바쁜 일정에도 그리고 졸업 후에도 자기 일처럼 도와주고 가르쳐준 영원한 멘토 성철이형, 형 덕분에 이 졸업논문을 완성할 수 있었던 것 같아요. 감사합니다. 같은 동기이지만 실력이 월등한 그리고 동거남이였던 태용아, 나 그리고 연혁이 때문에 더 고생만 준 것 같아서 미안하고 고마워. 연혁이는 따로 말을 하지 않아도 눈만 봐도 통하고 우리는 서로 오글거리는 말은 안하니까 건너뛸게. 그리고 모자란 선배를 엄마의 마음으로 오히려 챙겨주고 군말 없이 따랐던 연구실 후배들도 고맙고, 지성이는 삐질거 같으니까 형이 이름 넣어줄게. 고등학교 시절부터 지금까지 그리고 앞으로도 계속 멀리 떨어져있어도 가까이 있는 것 같고 석사과정 동안 얼굴도 안 비추어도 믿고 응원해줬던 윤섭, 경환, 염장, 현우, 성우도 고마워.

마지막으로, 지금의 저를 있게 해주시고 마지막까지 믿고 응원하고 지지해주신 아버지, 어머니 그리고 누나에게 표현할 수 없을 만큼 감사한 마음을 전하고 싶고 가족들에게 이 논문을 바칩니다. 사랑합니다.

2018년 12월

전 영 현

Collection @ chosun