

우주용 냉각기의 미소진동을 이용한 에너지 수확 시스템의 실험적 성능검증

정현모 · 권성철 · 오현웅[†]

조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구실

Experimental Performance Verification of Energy-Harvesting System Using the Micro-vibration of the Spaceborne Cryocooler

Hyunmo Jung · Seongcheol Kwon and Hyunung Oh[†]

Space Technology Synthesis Lab, Dept. of Aerospace Engineering, Chosun University,

Abstract : The on-board appendages of satellites with mechanical moving parts such as the fly-wheel, the control-moment gyro, the cryocooler, and the gimbal-type directional antenna can generate an undesirable micro-vibration disturbance, which is one of the main causes of the image-quality degradation that affects high-resolution observation satellites. Consequently, the isolation of the micro-vibration issue has always been considered as salient, and the micro-vibration is therefore the focus of this study wherein a complex system that can provide the dual functions of a guaranteed vibration-isolation performance and electrical energy harvesting is proposed. The vibration-isolation and energy-harvesting performances of the complex system are predicted through a numerical analysis based on the characteristics that are obtained from component-level tests. In addition, the effectiveness of the complex system that is proposed in this study is verified through an assembly-level functional-performance test.

Key Words : Spaceborne Cryocooler, Micro-vibration, Piezoelectric, Energy-Harvesting System, Vibration Isolator

1. 서 론

최근 위성의 임무요구조건이 상항됨에 따라 이를 만족하기 위해 플라이 휠, 기계식 자이로, 짐벌식 안테나와 우주용 냉각기 등의 구성품이 탑재된다. 이러한 구성품은 기계적 회전 또는 병진 가동부를 갖으며, 목적하는 기능을 구현함과 동시에 미소진동을 수반한다. 이러한 진동 발생원으로부터의 미소진동 외란은 크기가 극히 미소함에도 불구하고 정밀 지향성능이 요구되는 고 해상도 관측위성의 영상품질을 저하시키는 주요 원인으로 작용한다. 여기서 고해상도 관측위성의 임무

요구 조건 충족을 위해서는 진동 발생원으로부터의 미소진동이 주요 임무 탑재장비에 전달되지 않도록 진동 절연기를 적용하는 방법 또는 저진동 탑재장비를 개발하는 방법 등 추가적인 기술적 노력들이 요구된다[1].

상기와 같이 고 해상도 영상정보를 충족하기 위해서는 진동 발생원으로부터의 미소진동은 항상 차폐 대상으로만 존재하였으나, 본 연구에서는 이러한 미소 진동을 회수하여 전기 에너지로 재생하는 에너지 수확기술의 적용 가능성에 주목하였다.

상기의 미소진동 절연과 에너지 수확의 복합기능을 구현하기 위해 선행 연구가 진행되었으며, 여기서 적용한 전기 에너지 수확 시스템은 전자기 방식을 사용하였다[2]. 이러한 전자기 방식은 전기 에너지를 수확하기 위해 크기가 커지고 이에 따라 무게 또한 증가되며, 높지 않은 전력을 생성하는 단점이 존재한다. 이러

Received: Aug. 03, 2016 Revised: Sep. 08, 2016 Accepted: Sep. 12, 2016

[†] Corresponding Author

Tel: +82-10-4709-2440, E-mail: ohu@chsun.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

한 단점을 보완하여 본 연구에서는 선정한 우주용 냉각기로부터의 미소진동 절연 성능이 보장되며, 이와 동시에 진동 발생원으로부터의 미소진동을 전기 에너지로 수확하는 복합 시스템을 제안하였다. 복합 시스템은 냉각기를 저장성 탄성으로 지지하는 형상기억합금을 이용한 수동형 진동 절연기와 높은 출력 전압, 구조물의 설계와 제작이 용이한 압전소자를 이용한 에너지 수확 시스템으로 구성된다. 여기서 압전소자의 경우 에너지 재생 성능의 극대화를 위해 선정된 냉각기와 동일한 고유진동수를 갖도록 설계하였으며, 복합 시스템과 함께 이와 결합된 전기 에너지 저장회로의 설계, 제작, 실험을 통해 그 타당성을 입증하였고 제안한 복합시스템은 구성품 수준에서의 기본특성 시험을 수행하였다. 또한, 압전 소자로부터 생성된 전력을 정류 및 저장을 위한 회로와 복합 시스템 조립체 수준에서의 미소진동과 이에 따른 생성전력 측정시험을 수행하였다. 상기의 결과로부터 본 연구에서 제안한 복합 시스템은 전기 에너지 재생이 가능하며, 이와 동시에 진동 발생원으로부터의 미소진동 절연을 통해 위성의 구조체와 타 전장품으로의 진동 전달력이 최소화 가능함을 입증하였다.

2. 복합 시스템의 구성

Figure 1은 본 연구에서 제안하는 복합 시스템의 수학적 모델링을 나타낸다. 복합 시스템은 궤도 운용 시 미소진동 발생원인 우주용 냉각기와 이를 저 강성 탄성 지지하는 수동형 진동 절연기, 냉각기의 미소진동인 기계적 에너지를 수확하여 전기 에너지로 변환하는 에너지 수확 시스템으로 구성된다. 여기서 m_1 은 궤도 운용 시 30Hz에서 2.5N의 미소진동 외란력을 발생시키는 냉각기의 질량을 나타내며, k_1 과 c_1 은 앞서 설명한 수동형 진동절연기의 강성과 감쇠계수를 각각 나타낸다. 에너지 수확 시스템의 m_2 , k_2 와 c_2 은 압전소자로 구성된 에너지 수확 시스템의 질량, 강성과 감쇠계수를 각각 나타낸다. 여기서 냉각기로부터 발생하는 미소진동에 의해 캔틸레버 구조의 압전소자는 쌍극자를 형성하게 됨으로써 +, - 전하중심 사이의 거리가 변하게 되며, 이 거리에 비례하여 전위차가 발생함에 따라 압전소자의 커패시턴스 C_{PZT} 와 압전소자의 저장

R_{PZT} 로 구성된 압전소자의 내부에서 V_0 전압이 발생된다. 또한, 정류를 위해 D_1 , D_2 다이오드와 C_1 커패시터

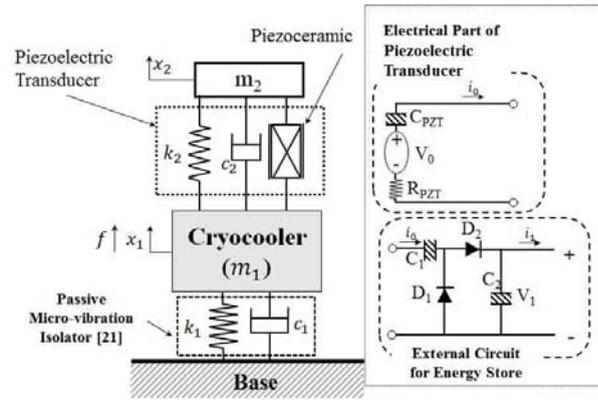


Fig. 1 Complex system for the dual functions of micro-vibration isolation and energy harvesting

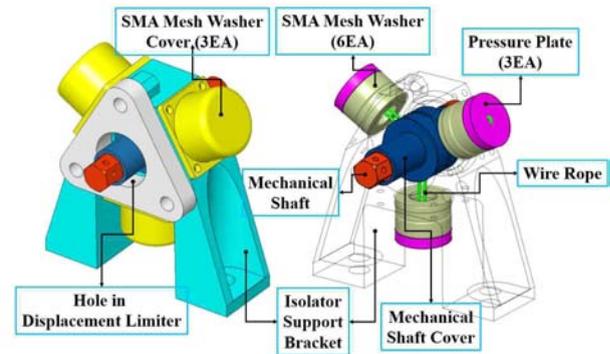


Fig. 2 Passive launch and on-orbit vibration isolator employing the SMA Mesh Washer[3]

로 구성된 정류부는 냉각기의 미소진동에 기인하여 생성된 교류전압을 직류로 전환하며, 전기 에너지 저장을 위해 C_2 커패시터로 구성된 저장부로 결합된 에너지 저장회로를 나타낸다.

Figure 2는 본 논문에서 기저면으로의 전달력을 감소시키기 위한 수동형 진동 절연기 형상을 나타낸다. 발사하중에서의 댐핑 특성 부가를 위한 SMA 메쉬와서, 발사 환경에서의 냉각기 고정축 운동 시 메쉬와서의 압축을 유발하여 진동에너지 소산을 부여하는 스틸 와이어로 구성된다[3].

2.1 수동형 진동 절연기

Figure 3는 냉각기와 결합된 진동절연기 조립체를 나타내며, 중심면상에 90° 각도로 배치되어 변위구속 블록과의 조합으로 추가적인 발사구속장치 없이도 발

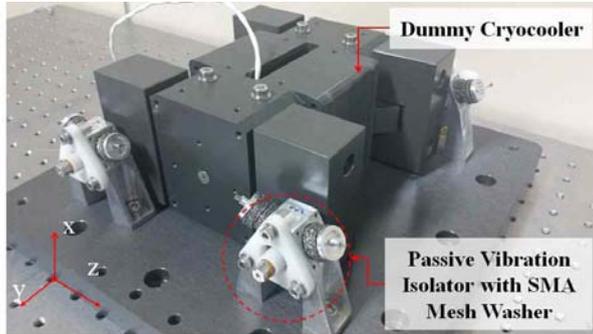


Fig. 3 Vibration-isolator assembly combined with the dummy cryocooler

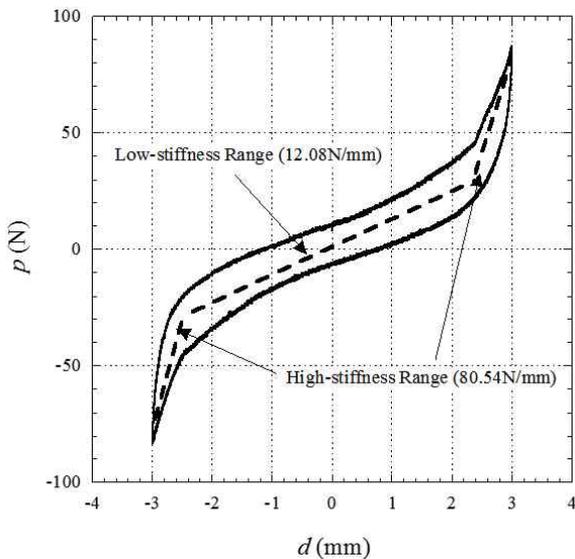


Fig. 4 Displacement-Load Relation of Vibration Isolator Assembly in y-axis[3]

사환경에서의 구조건전성 확보가 가능한 장점이 있다. 궤도 0g 환경에서는 발사하중에 의해 큰 변형이 유발된 형상기억합금이 의탄성 거동으로 소성변형 없이 초기형상으로 복원함에 따라 냉각기가 공칭 위치(Nominal Position)로 이동함으로써 스틸 와이어의 장력이 이완되고 이로부터 냉각기가 저장성 탄성 지지되도록 하여 냉각기 운용 시 발생하는 주 가진 주파수와 충분한 주파수 분리로 미소진동 절연성능을 구현

하였다. Figure 4는 길이방향으로(y -axis) 결합된 진동 절연기 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.

Figure 4의 결과를 살펴보면, 본 연구에서 제안한 수동형 진동 절연기는 상대적으로 진동하중이 큰 발사하중 조건에서는 고 댐핑 특성으로 발사환경에서의 큰 진동레벨을 효과적으로 감쇠 가능함을 유추할 수 있으며, 미소진동레벨에 해당하는 가속도 영역에서는 진동 절연기의 강성이 감소하여 진동 절연기 조립체의 고유진동수가 저주파 영역으로 가변함으로써 우주용 냉각기의 궤도 운용 시 발생하는 주 가진 주파수인 30Hz에서 충분한 주파수 분리가 가능하여 미소진동 절연에 유효할 것으로 추정한다.

2.2 압전 에너지 수확 시스템

일반적으로 세라믹 압전체는 한쪽이 구속된 캔틸레버 형태의 압전소자로 제작한다. 여기서 캔틸레버를 지지하는 바(Substrate Material)의 한쪽 면에만 압전체를 접합한 유니몰프(Unimorph)형태와, 캔틸레버 지지 바의 양쪽 면에 압전체를 접합하여 두 개의 압전체에서 동시에 전력이 생성됨에 따라 보다 높은 출력을 얻을 수 있는 장점을 지닌 바이몰프(Bimorph)형태로 구성되어 있다.

본 연구에서는 냉각기의 기계적 에너지를 전기 에너지로의 효율을 높이기 위해 바이몰프 형태의 압전 에너지 수확 시스템을 설계 하였다. 설계한 압전소자는 캔틸레버 지지하는 바의 경우 SUS304 재질로 길이 (l) 52mm, 폭 (w) 12mm, 두께 (t) 0.1mm이며, 세라믹 압전체는 길이 (l) 45mm, 폭 (w) 10mm, 두께 (t) 0.31mm로 모델링 하여 냉각기의 구동 주파수와 동일한 고유진동수를 갖도록 설계하여 압전소자의 최대변위를 발생시킴으로써 최대의 전력을 생성하도록 설계 하였다.

Figure 5은 설계한 세라믹 압전소자 에너지 수확 시스템을 나타내며, 세라믹 압전소자에 변위 인가 후

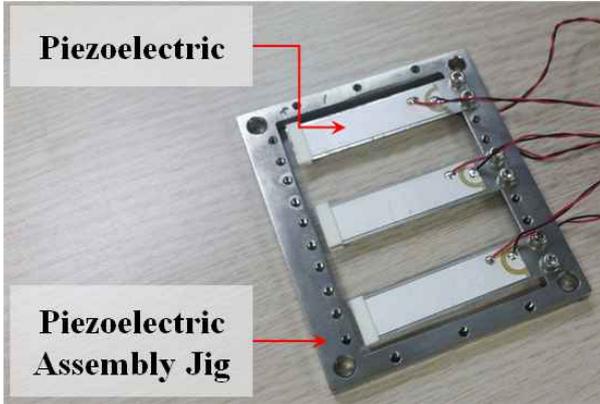


Fig. 5 Piezoelectric energy-harvesting system

자유감쇠 시험으로부터 획득된 시험결과를 종합해 볼 때, 감쇠비는 0.0031로 측정되었으며, 세라믹 압전소자의 고유진동수는 28.32Hz가 측정 되었다. 이는 앞서 설계가 의도한 냉각기의 공진 주파수 30Hz와 약 2Hz의 오차가 존재하였다. 이러한 오차를 보이는 이유는 압전소자의 경우 캔틸레버 형태로 구속이 되고 빔 부분에 전원선(Power Line)이 배치되며, 압전소자에 구성되어있는 전원선의 위치에 따라 고유 진동수가 민감하게 변동됨을 확인하였고 복합시스템에 적용 시 전원선의 배치가 중요한 변수임을 확인 하였다. 이를 해결하기 위해 설계 의도한 공진 주파수를 가지는 위치에 전원선을 배치하였고 움직이지 않도록 구속하였다.

본 논문에서는 Fig.1의 압전소자의 수학적 모델을 이용하여 진동 절연기와 에너지 수확 시스템의 기본특성으로 기초 복합시스템의 적용에 따른 기저면으로의 전달력과 전기 에너지 재생성능에 대한 수치해석을 수행하였다. 여기서, 냉각기의 가진 주파수와 동조를 이루도록 설계된 압전소자에 냉각기에 기인한 진동이 발생하면, Eq.1, 2와 같은 관계식이 성립한다. m_2 은 궤도 운용 시 30Hz에서 f 의 미소진동 외란력을 발생시키는 압전 에너지 수확 시스템 중 1개의 압전소자 질량을 나타내며, k_2 , c_2 은 압전소자의 강성과 감쇠계수를 각각 나타낸다.

$$f = k_2 x_2 - b_a Q \quad (1)$$

$$V = -b_a x_2 + Q / C_{PZT} \quad (2)$$

b_a 는 전기기계 결합계수(Electromechanical Coupling Coefficient), Q 는 압전전하 계수

(Piezoelectric Charge Constants)를 나타내며, 상기의 관계식과 Fig. 1의 복합 시스템을 기초로 다음과 같은 운동관계식 도출이 가능하다

$$m_1 \ddot{x}_1 + c_1 \dot{x}_1 + k_1 x_1 + c_2 (\dot{x}_1 - \dot{x}_2) + k_2 (x_1 - x_2) + b_a Q = f \quad (3)$$

$$m_2 \ddot{x}_2 + c_2 (\dot{x}_2 - \dot{x}_1) + k_2 (x_2 - x_1) - b_a Q = 0 \quad (4)$$

$$R_{PZT} \dot{Q} + Q / c_{PZT} = b_a x \quad (5)$$

여기서

$$\dot{Q} = \frac{b_a}{R_{PZT}} (x_2 - x_1) - \frac{Q}{C_{PZT} R_{PZT}} \quad (6)$$

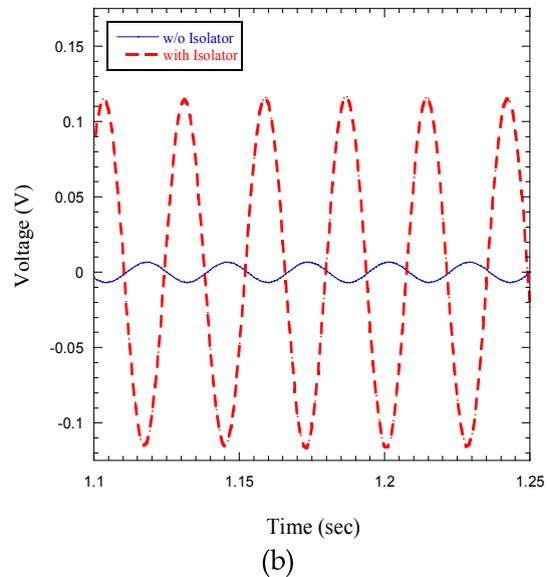
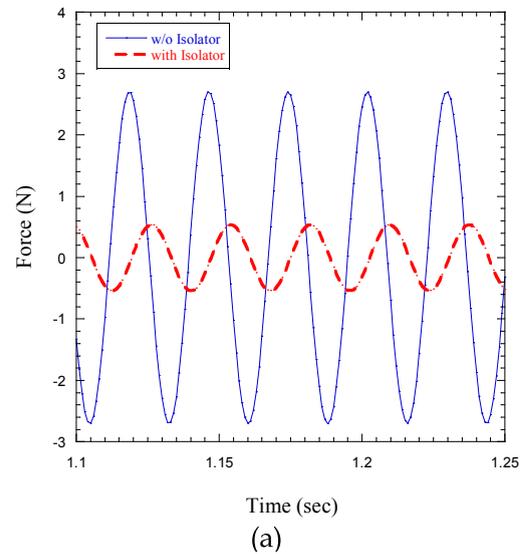


Fig. 6 Simulated values: (a) transmitted force and (b) generated voltage

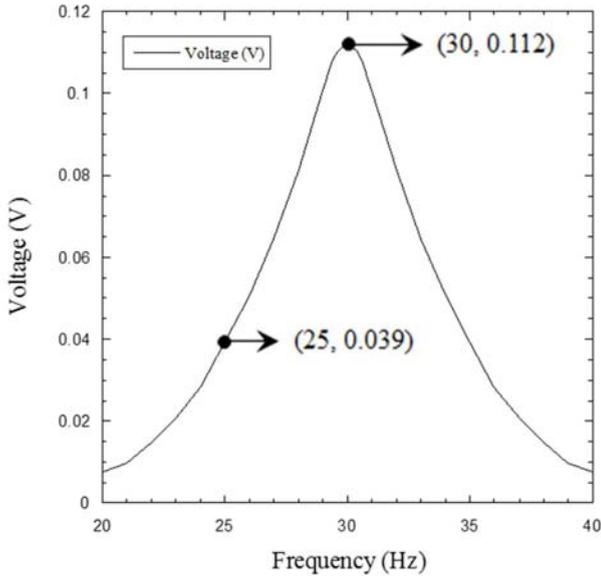


Fig. 7 Generated voltage sensitivity according to the variations of the piezoelectric eigenfrequency
 상기의 운동방정식을 계산하기 위해 룽게쿠타식을 활용하여 수치해석을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 6에 나타낸다.

추가적으로 앞서 수행한 압전소자의 자유감쇠 진동 시험 결과에서 확인할 수 있듯 압전소자의 구성인 전원선과 제작 시 크기, 무게 등의 오차는 설계된 압전

동수 변화는 에너지 수확 시스템의 출력 전력에도 영향이 있음을 의미하며, 가진 주파수의 변화 시 출력 전력이 감소될 가능성이 존재한다. 이러한 이유로 본 논문에서는 압전소자 민감성을 수치해석을 통해 확인해 보았으며, 그 결과를 Fig. 7에 나타낸다. 압전소자의 민감성 결과를 살펴보면 냉각기 구동주파수 30Hz에서 압전소자의 공진으로 최대 전압이 출력 되었으며, 압전소자의 공진주파수 30Hz의 ± 5 Hz에서 약 3배의 출력 전압이 감소되었다. 상기 결과로부터 확인할 수 있듯 압전소자 고유진동수 변화 또는 진동발생원으로부터의 가진 주파수 변화는 출력 전력에도 영향이 있음을 확인 할 수 있다.

3. 시스템의 실험적 성능검증

Figure 8은 진동절연기의 궤도 미소진동 절연성능과 압전 에너지 재생성능을 측정하기 위한 전체 시험구성을 나타낸다.

디미 냉각기의 경우, 제조 공정에 따라 저역대 주파수인 30~40Hz의 공진 주파수를 가지며[1], 실제 우주용 냉각기의 궤도 운용 시 냉각기 길이 방향으로 (y -axis) 발생하는 주 가진 주파수 30Hz에서의 최대 전압력 2.5N을 모사하였다. 또한, 0g Device 와이어를 이

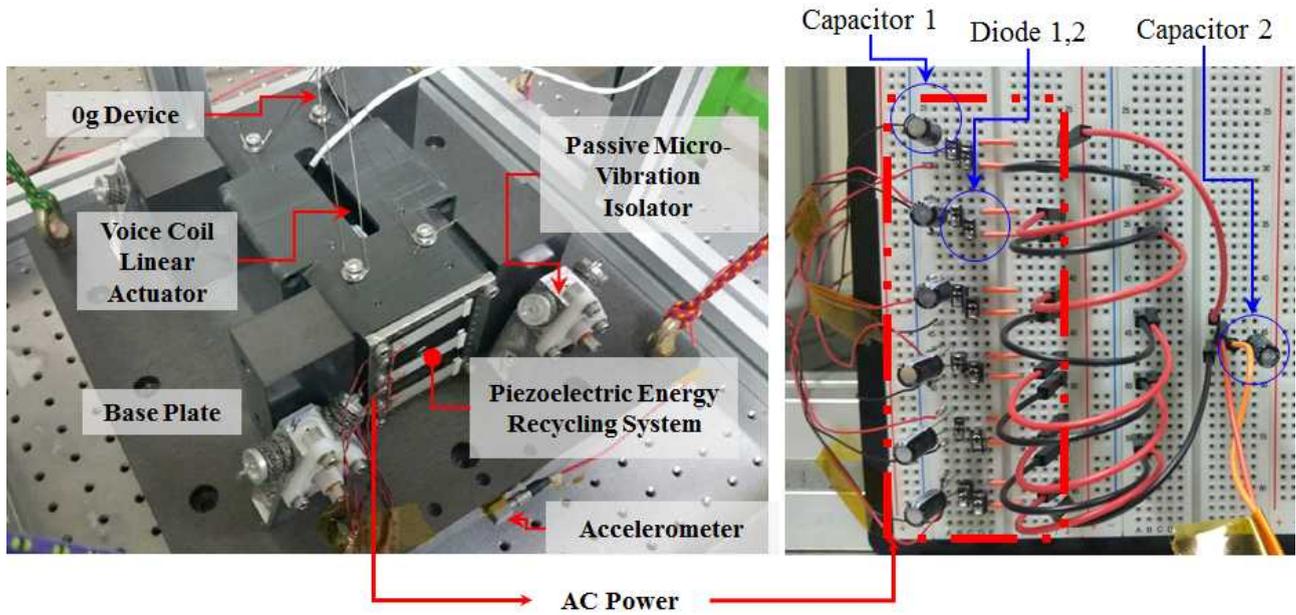


Fig. 8 Micro-vibration and recycled-energy measurement-test set-up

소자의 고유진동수에 영향이 존재한다. 이러한 고유진

용하여 냉각기의 위치를 조절하며 절연기의 공칭위치

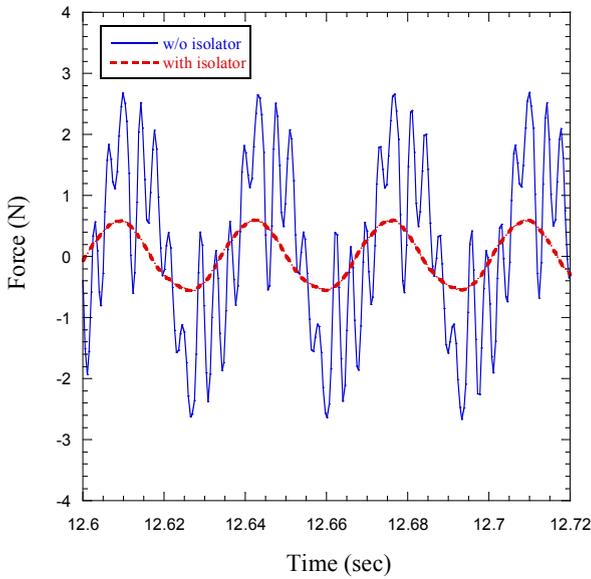


Fig. 9 Comparison of measured force w/o & with isolation

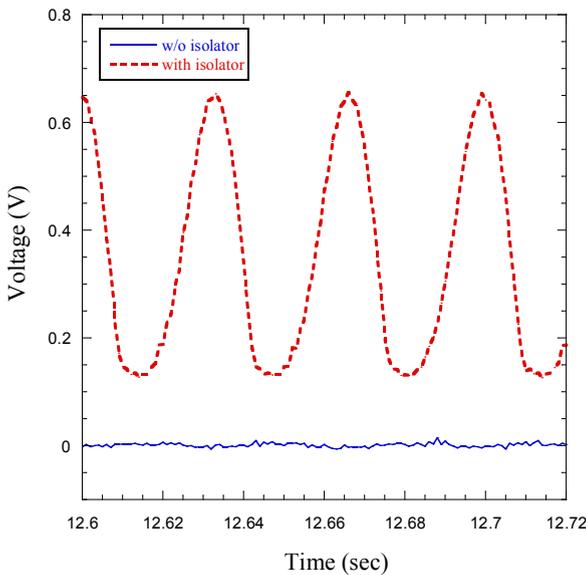


Fig. 10 Comparison of measured voltage w/o & with isolation

까지 이동함으로써 0g를 모사하였다. 압전 에너지 수확 시스템의 경우 바이몰프 형태인 3개의 세라믹 압전소자로 구성하였으며, 더미 냉각기의 가진 방향(y-axis)에 배치되어 캔틸레버 구조에서의 최대변위를 갖도록 하였다. 여기서 각각의 수확 시스템으로 부터 출력된 전력을 직렬로 연결하여 출력 전압이 상승되도록 하였다.

Figure 9, 10은 각각 레도 미소진동 시험으로부터 획득된 기저면 전달력의 시간이력과 압전 에너지 재생

성능을 나타내며, 진동절연기의 절연성능과 에너지 재생 비교를 위해 강체구속조건과 진동 절연기 적용 시 조건을 각각 나타내었다.

상기의 성능시험 결과, 강체 구속조건에서 발생하는 냉각기의 주 구동 주파수인 30Hz에서의 최대 전달력 2.665N이 인가되었으나 본 연구에서 제한한 진동 절연기 적용 시 설계가 의도한 바와 같이 스틸와이어의 장력이 이완되어 진동절연기 조립체의 저장성 탄성 지지구조가 가능하여 기저면으로의 전달력이 0.65N으로 저감되었으며, 강체 구속조건에서의 최대 전달력 대비 4.1배의 미소진동 절연이 가능함을 입증하였다.

냉각기에 배치된 압전 에너지 수확 시스템의 에너지 재생성능을 살펴보면, 강체 구속조건 일 때, 냉각기의 구동력이 기저면으로 전달됨에 따라 압전 에너지 수확 시스템에 전해지는 가진력이 낮아 0.005V의 출력 전압으로 낮은 에너지 재생성능을 보이고 있으나 진동 절연기가 높은 절연성능을 보이는 0g 환경의 경우 냉각기의 구동력은 기저면으로의 전달력이 감소되어 압전 에너지 수확 시스템으로 전달되는 가진력이 증가됨에 따라 0.6V의 출력 전압으로 강체 구속조건에서의 에너지 재생 성능 대비 120배 뛰어난 에너지 재생이 가능함을 입증하였다. 여기서 상기의 진동 절연과 전기 에너지 재생성능 시험 결과는 앞서 수행한 복합 시스템의 기본특성 결과로부터 도출된 수치해석 결과와 유사함을 확인하였다.

본 연구에서는 진동 발생원으로부터의 미소진동 절연과 함께 전기에너지 재생을 목적으로 냉각기의 강체 구속조건 및 진동절연기 적용 시 발생하는 기저면으로의 전달력과 이에 기인하여 압전 에너지 수확 시스템의 에너지 재생성능을 종합하여 Fig. 11에 나타내었다. 추가적으로 Fig. 12은 상기의 재생된 전기에너지를 10 μ F의 커패시터를 이용하여 저장된 에너지를 나타내며, 약 0.165V의 전압이 저장됨을 확인하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 진동 발생원으로부터의 미소진동 절연을 통해 위성 구조체와 타 전장품으로의 진동 전달력을 저감시키고 이와 동시에 차폐 대상인 미소진동을 이용하여 전기 에너지 재생을 목적으로 하는 복합 시

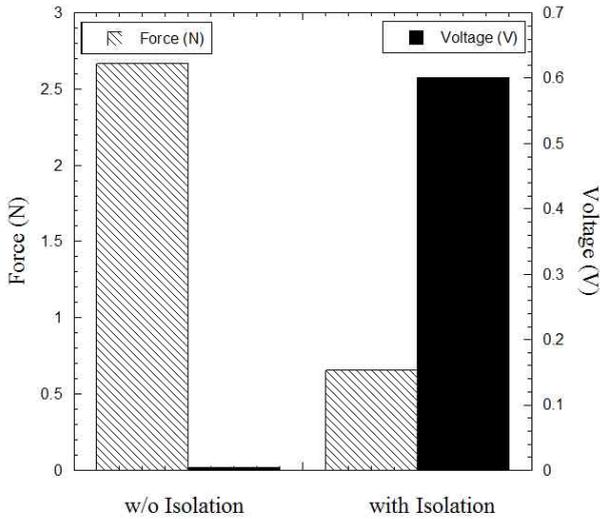


Fig. 11 Comparison of measured force and voltage w/o & with isolation

시스템을 제안하였으며, 조립체 수준에서 에너지 재생과 진동 측정 시험을 실시하였다. 상기의 결과로부터 강제구속 조건에 비해 수동형 진동 절연기를 적용함으로써 기저면으로 약 4.1배의 미소진동 절연효과를 입증하였으며, 이때 압전 소자를 이용한 전기 에너지 재생은 약 120배의 에너지 재생 효과를 입증하였다. 또한, 생성된 전기 에너지를 커패시터에 저장 결과 약 0.165V가 저장됨을 확인하였다. 여기서 커패시터에 저장된 전압의 경우 인가 전압보다 낮은 전압이 저장되었다. 이는 회로에서 사용된 소자에서의 전압 손실로 향후 고사양의 소자를 사용함으로써 전압 손실을 줄여 더 높은 전기 에너지 저장이 가능할 것이라 판단되며, 추가적으로 전기 에너지 수확을 위한 압전소자의 개수 증가 또는 적절한 설계로 높은 전기 에너지 수확이 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국연구재단의 우주핵심기술개발사업의 지원으로 수행되었습니다. (NRF-2013M1A3A3A02041817)

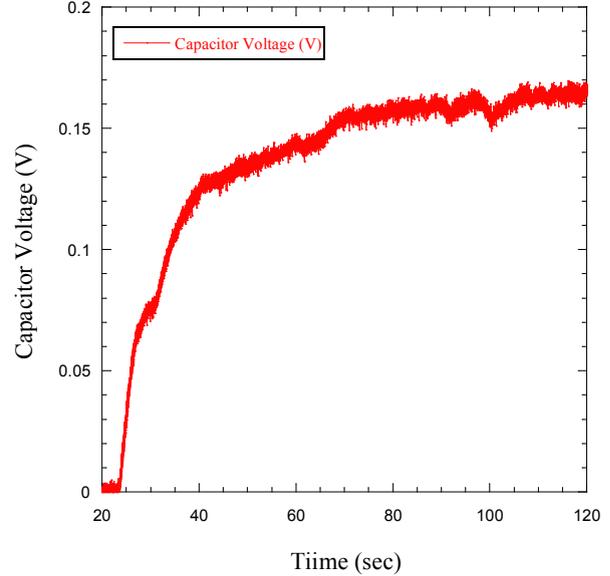


Fig. 12 Stored energy in the 10 μ F Capacitor 2

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, pp. 533-538, 2007.
- [2] S. C. Kwon, S. H. Jeon, H. U. Oh, "Experimental Investigation of Complex System for Electrical Energy Harvesting and Vibration Isolation", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 1, pp. 40-48, 2016.
- [3] S. C. Kwon, "A Study on Spaceborne Cryocooler Passive Micro-vibration Isolator with a Launch Vibration Attenuation Capability", Chosun University, pp. 108, 2015.
- [4] 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, pp. 19-27, 2015.
- [5] M. K. Kim, "Study on The MEMS Vibration Energy

- Harvesting Using Piezoelectric Cantilever", Korea University, pp. 220, 2013.
- [6] W. Kim, H. U Ko, S. C. Mun, J. H. Kim and H. S. Kim, "Recent Advancement of Piezoelectric Energy Harvesting", KIC News, Vol. 16, No. 4, pp. 27-34, 2013.
- [7] E. P. James, M. J. Tudor, S. P. Beeby, N. R. Harris, P. Glynn-Jones, J. N. Ross and N. M. White, "An Investigation of Self Powered Systems for Condition Monitoring Applications", Sensors and Actuators A, Vol. 110, pp. 171-176, 2004.
- [8] S. Meninger, J. O. Mur-Miranda, R. Amirtharajah, A. P. Chandrakasan, and J. H. Lang, "Vibration to Electrical Energy Conversion", IEEE Transaction VLSI System, Vol. 9, No. 1, pp. 64-76, 2001.
- [9] G. W. Taylor, J. R. Burns, S. M. Kammann, W. B. Powers, and T. R. Welsh, "The Energy Harvesting Eel: A Small Subsurface Ocean/River Power Generator", IEEE Journal of Oceanic Engineering, Vol. 26, No. 4, pp. 539-547, 2001.
- [10] X. Wang, J. Song, J. Liu and Z. L. Wang, "Direct-Current Nanogenerator Driven by Ultrasonic Waves", Science, Vol. 316, No. 5821, pp. 102-105, 2007.
- [11] Z. Wang, J. Hu, A. P. Suryavanshi, K. Yum and M. F. Yu, "Voltage Generation From Individual BaTiO₃ Nanowires Under Periodic Tensile Mechanical Load", Nano Letters, Vol. 7, No. 10, pp. 2966-2969, 2007.
- [12] K. I. Park, S. Xu, Y. Liu, G. T. Hwang, S. J. L. Kang, Z. L. Wang and K. J. Lee, "Piezoelectric BaTiO₃ Thin Film Nanogenerator on Plastic Substrates", Nano Letters, Vol. 10, No. 12, pp. 4939-4943, 2010.
- [13] D. H. Choi, M. Y. Choi, W. M. Choi, H. J. Shin, H. K. Park, J. S. Seo, J. B. Park, S. M. Yoon, S. J. Chae, Y. H. Lee, S. W. Kim, J. Y. Choi, S. Y. Lee, and J. M. Kim, "Fully Rollable Transparent Nanogenerators Based on Graphene Electrodes", Advanced Materials, Vol. 7, No. 22, pp. 2187-2192, 2010.

저자 소개



정 현 모

2014년 조선대 항공우주공학과 졸업.
2015년 ~ 현재 동 대학원 석사. 관심분야는 에너지 수확 시스템, 위성 구성품의 구조해석, 위성 및 탑재체 설계 등



권 성 철

2014년 조선대 항공우주공학과 졸업.
2016년 동 대학원 석사 졸업.
2016년~현재 조선대학교 항공우주공학과 박사과정. 관심분야는 에너지 수확 시스템, 우주용 진동 제어, 위성 구조해석, 위성 및 탑재체 시스템 등



오 현 응

1993년 한국항공대 항공기계공학과 졸업. 1996년 일본 동경대학교 항공우주공학과 대학원 석사. 1999년 동 대학 박사. 2012년~현재 조선대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 우주용 진동제어 및 충격저감 시스템, 스마트 재료의 우주응용, 큐브위성 시스템 및 관련 기술, 위성 및 탑재체 시스템 등