

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(3), 274-280(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.3.274>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

열선분리방식을 이용한 힌지구동형 구속분리장치 비행모델의 발사 및 궤도환경 검증시험

이명재*, 이용근**, 강석주**, 오현웅***

Launch and On-orbit Environment Verification Test of Flight Model of Hinge Driving Type Holding and Release Mechanism based on the Burn Wire Release

Myeong-Jae Lee*, Yong-Keun Lee**, Suk-Joo Kang** and Hyun-Ung Oh***

Space Technology Synthesis Lab, Dept. of Aerospace Engineering, Chosun University* ,***
Optronics System Group, Hanwha Thales**

ABSTRACT

Hinge driving type holding and release mechanism based on the burn wire release for application of cubesat is main payload of STEP Cube Lab. (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project) to be launched at 2015. It has high constraint force, low shock level as well as surmounting drawbacks of conventional nichrome burn wire release method that has relatively low constraint force and system complexity for application of multi-deployable systems. In this paper, we have proposed a flight model of holding and release mechanism for the verification of the constraint force and deployment status signal acquisition. To validate the effectiveness of the flight model, launch and on-orbit environment verification test have been performed.

초 록

2015년 발사에정인 우주기반기술 검증용 큐브위성 STEP Cube Lab.의 주요 탑재체인 열선절단방식 힌지구동형 구속분리장치는 높은 체결력 및 저충격 구현의 장점으로 초소형위성 전개구조물의 구속/분리에 적용이 용이하며, 기존 나일론선 절단방식의 낮은 체결력 및 복수구조물 적용에 따른 시스템 복잡화의 단점을 극복가능하다. 본 논문에서는 인증모델 검증시험이 완료된 구속분리장치의 궤도검증 임무수행을 목적으로 체결력 검증 및 전개 확인 신호 획득이 가능한 비행모델을 설계/제작하였으며, 탑재체 레벨에서의 발사 및 궤도환경 검증시험을 수행하여 설계 유효성을 입증하였다.

Key Words : Nichrome Burn Wire Release(열선절단), Non-explosive Holding & Release Mechanism(비폭발식 구속분리장치), Cube Satellite(큐브위성)

† Received : June 6, 2015 Revised : February 15, 2016 Accepted : February 16, 2016

*** Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr

I. 서 론

최근 개발비용의 절감이 가능한 소형위성의 개발이 활발히 이루어지고 있으며, 기본크기인 1U 를 기준으로 10cm×10cm×10cm의 크기 및 1kg 이하의 중량의 규격을 지녀 초소형위성으로 분류되는 큐브위성도 교육적 효과 및 MEMS 기반 신기술의 우주환경 검증에 유리해 우주개발선진국을 비롯한 세계 각국에서 활발한 연구 활동이 진행 중에 있다[1-2]. 또한 최근 개발되고 있는 초소형위성들은 다양한 임무 수행을 위하여 위성체에 태양 전지판, 안테나, 관측기기 같은 다양한 형태의 전개 구조물을 포함하는 설계가 이루어지는 추세[3-4]로 전개 구조물의 효율적 수납, 발사 환경에서의 구조건전성 확보 및 임무 궤도에서의 전개 수행을 위하여 초소형위성 임무 요구조건에 알맞은 분리장치의 개발이 요구된다[5-6].

일반적으로 중대형위성은 높은 체결력과 축적된 우주임무 적용 실적을 바탕으로 높은 신뢰도를 지니는 폭발식 분리장치가[8] 적용되고 있지만 높은 충격으로 인한 주요 임무장비 손상의 문제점으로 초소형위성에는 적용불가 설계요구조건이다. 형상기억합금 (SMA), 파라핀 (Paraffin) 등을 이용하여 폭발식 분리장치에 비해 상대적으로 낮은 충격을 발생하는 비폭발식 분리장치가[9-10] 개발 및 적용되고 있지만, 큐브위성과 같은 초소형위성에 적용하기에는 발생하는 충격으로 인한 임무장비 손상의 위험성, 비용, 무게, 공간 등의 제약이 수반된다. 따라서, 큐브위성 적용을 목적으로 열선을 이용한 나일론선 절단방식이[11-14] 일반적으로 적용되고 있으나, 낮은 체결력과 다수 전개구조물의 구속 및 분리를 위해서는 다수의 열선을 필요로 하는 등 시스템의 복잡화의 단점이 존재한다.

선행연구에서는 이러한 기존 분리장치의 문제점을 해결 가능한 열선분리방식 힌지구동형 구속분리장치를 제안하여 인증모델 (Qualification Model, QM)을 통한 설계의 유효성 및 성능 검증을 완료하였다[11]. 제안된 구속분리장치는 2015년 발사예정인 큐브위성 STEP Cube Lab.[7]의 탑재체 중 하나로 궤도 검증의 임무를 수행할 예정이다. 따라서 본 연구에서는 궤도상 기능검증 임무 수행이 가능한 구속분리장치의 비행모델 (Flight Model, FM)을 설계 및 제작하였으며, 발사 및 궤도환경 검증시험을 수행하였다. 시험 결과를 통하여 구속분리장치의 발사환경에서 구조건전성을 확인하였으며, 궤도환경에서 정상임무수행이 가능함을 입증하였다.

II. 본 론

2.1 열선분리방식 힌지구동형 구속분리장치

폭발식/비폭발식 분리장치의 고충격 및 고가의 단점과 기존 큐브위성에 적용되는 나일론선 열선분리방식의 낮은 체결력, 복수 구조물에 적용시 수반되는 시스템의 복잡화의 문제점을 극복 가능한 구속분리장치를 선행연구에서 제안하였다[11].

Figure 1은 제안된 구속분리장치의 분리 전/후의 형상으로 나일론선의 체결력으로 형성된 분리너트, 분리너트에 체결되어 전개 대상체에 구

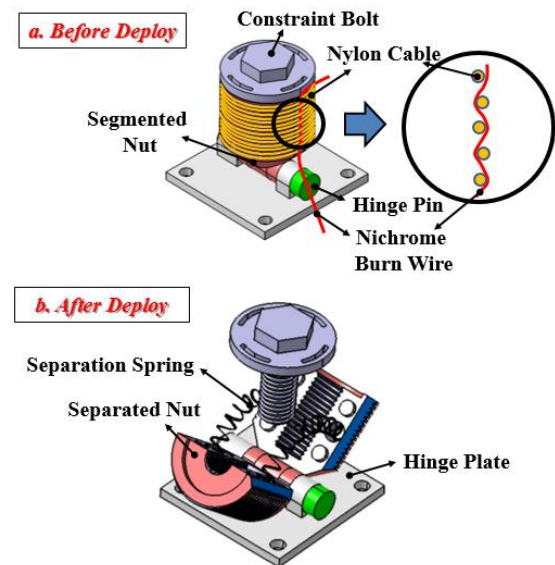


Fig. 1. Holding & Release Mechanism

Table 1. Specification of Holding & Release Mechanism [11]

Items	Specifications
Volume	∅20 mm × 27 mm
Mass	22 g
Allowable axial force	3200 N
Release time	<3.5 s (ambient), <5.5 s (at -20°C)
SRS Max.	65 G
Required power	6 W
Qualification temp.	-20°C / 50°C
Release principle	Burn wire cutting type
Constraint Bolt	M6
Material	Al-6061

속력을 부가하는 구속볼트, 분리너트의 구속해제를 목적으로 나일론선 절단을 위한 열선 그리고 분리를 원활하게 수행하기 위한 분리 스프링으로 구성된다. 또한 열선과 나일론선 접속부는 Fig. 1 (a)와 같이 열선이 교호적으로 배치되어, 나일론선 절단 시 발생하는 나일론선의 장력 이완 시에도 절단 가능하도록 구성된다. 열선 작동 시에는 나일론선의 절단과 동시에 분리너트 내부에 압축되어 장착된 분리 스프링의 복원력에 의해 분리너트가 힌지핀을 중심으로 좌우 회전하여 구속이 해제되며, 해제된 분리너트는 힌지 플레이트에 고정되어 구속볼트와의 간섭 방지가 가능하다. 또한 큐브위성 적용 시에는 선행연구[15]에서 제안한 방식과 동일하게 분리장치와 Ball & Socket 방식과의 조합으로 구속 대상체에 중·횡방향 구속력을 추가적으로 부가하여 발사환경에서의 구조건전성을 확보한다.

선행 연구를[11] 통하여 제안된 구속분리장치는 인증시험 온도범위에서의 동작 기능시험, 정하중시험 및 충격레벨 측정시험을 실시하였으며, 구속분리장치의 제원 및 인증시험결과를 Table 1에 나타낸다. 인증시험결과를 통하여 열선절단방식을 적용한 분리너트 분리방식이 적용된 설계가 의도한 대로의 높은 체결력과 저충격의 구현이 가능함을 확인하였다. 또한 정하중시험을 통한 최대 허용하중 도출시 분리너트부 외주연을 감싼 나일론선의 소성 변형 및 파단의 영향을 확인하였으며, Table 2와 같이 본 분리장치는 인가 체결선 수(n_{wire})에 따라 나일론선 허용장력(N_{nylon})을 고려하였을 시, 652N의 나일론선 체결(N_{ult}) 조건하에서 3200N의 최대 허용하중이 도출되는 것으로 판단된다. 따라서 체결선 수에 따라 최대 허용하중을 조절 가능하며, 본 구속분리장치의 구속볼트와 동일 규격을 지니는 볼트(MISUMI Aluminium Bolt [CBAL, M6])의 경우 최대 6630N의 허용하중을 지닐 수 있는 것으로 판단된다.

Table 2. Comparison of Allowable Axial Force

Items	Bolt	Material	Allowable axial force	
AI Bolt	M6	Al	6630 N	
			3200 N	
H&R Mech.	Nylon cable	n_{wire}	7	
		N_{nylon}	93 N	
		N_{ult}	652 N	

2.2 구속분리장치 비행모델

인증시험이 완료된 구속분리장치는 논문 연구실적으로만 그친 국내 산학연 기 수행 우주 핵심기술을 발굴 및 탑재하고 자체개발 탑재체의 궤도상 검증을 임무로 하는 큐브위성 STEP Cube Lab.의 탑재체(MEMS 고체 추력기, 집광형 태양전력시스템 (CPV System : Concentrating Photovoltaic System), PCM (Phase Change Material), 가변 방사를 라디에이터 (Variable Emittance Radiator), 구속분리장치) 중 하나로서 궤도상 검증 임무를 수행할 예정이며 [7], 이를 위한 큐브위성 탑재 설계 및 비행모델 설계를 수행하였다.

2.2.1 구속분리장치의 큐브위성 탑재설계

Figure 2는 큐브위성 STEP Cube Lab.의 초기 설계형상을 나타내며, 본 메커니즘은 주로 상부 구조체에 축방향 구속력을 부가하며, 4개의 안테나는 상부 구조체로부터 구속/분리된다. 또한 Fig. 2 (b)와 같이 주구조체와 상부패널 조립체의 레일 접속부에 고정 가이드나 Ball&socket 방식의 적용으로 In-plain 방향의 구속력을 부가하여 구조건전성을 확보한다. 즉, 하나의 분리장치를 이용하여 복수의 구조물을 동시에 구속/분리가 가능하며, 이를 통하여 기존 방식을 적용하여 발생하였던 시스템 복잡성 및 신뢰도 저하의 문제

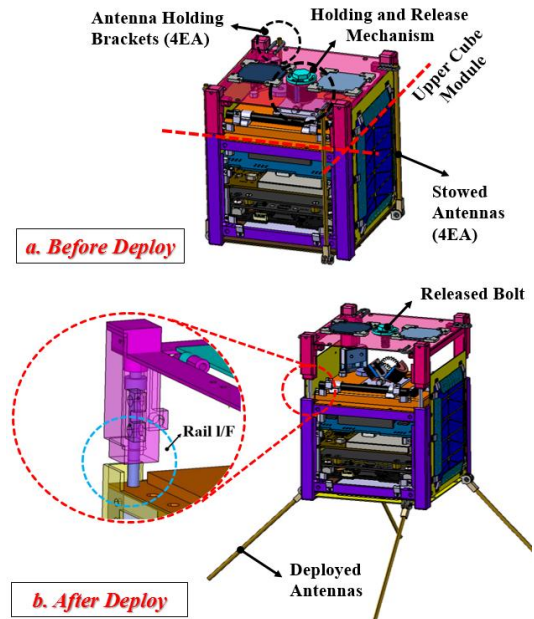


Fig. 2. Holding & Release Mechanism Application for Antenna Deployment Mechanism [15]

점이 해결 가능한 설계를 제시하였다[15].

하지만 본 구속분리장치는 궤도상 기능 검증을 수행하지 않았기 때문에 상기와 같이 큐브위성의 안테나 전개 메커니즘에 적용할 경우 구속분리장치 전개 실패시, 큐브위성 전체 임무 미션 실패로 이어질 수 있는 위험성이 존재한다. 따라서 Fig. 3 과 같이 안테나의 구속/분리는 기존의 헤리티지를 가지고 있는 열선분리방식이 적용되며, 본 구속분리장치는 큐브위성 탑재체 보드에 장착되어 궤도상 기능검증용으로 임무를 수행하도록 설계 변경하였다. 따라서 궤도상 기능검증 임무를 수행하기 위하여 STEP Cube Lab. 초기설계단계에서 제시한 상부패널 조립체의 무게를 기준으로 설계 목표한 체결력 검증이 가능하고, 전개 확인 스위치 (Deployment Status Switch, DSSW)의 신호 데이터로 궤도 진입시 기능검증이 가능한 비행모델 설계를 진행하였다.

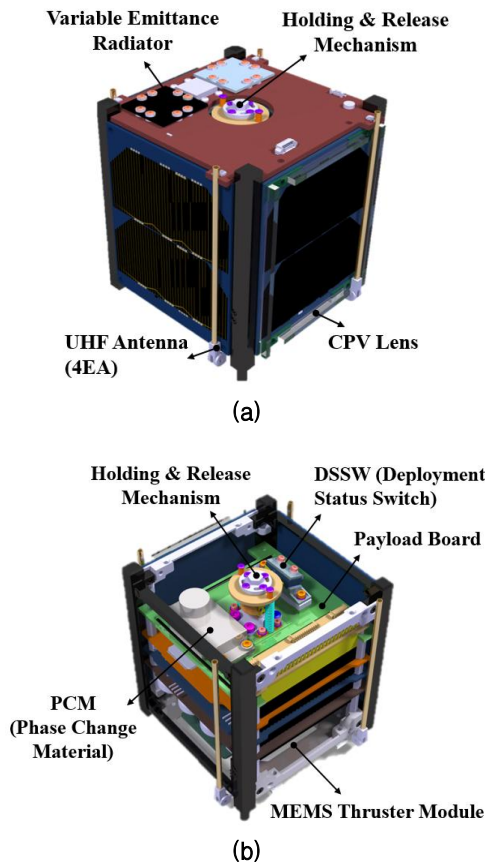


Fig. 3. Holding & Release Mechanism Application for On-orbit Function Verification [(a) with Side Panel (b) w/o Side Panel]

2.2.2 구속분리장치 비행모델 설계

큐브위성 STEP Cube Lab.에 탑재되어 궤도상 기능검증의 임무 수행을 목적으로 하는 구속분리장치 비행모델은 구속분리장치, 전개 확인 스위치 (Honeywell 111SM2) 그리고 Preload 인가장치로 구성되며, 실제 형상을 Fig. 4에 나타낸다.

구속분리장치의 체결력 검증을 위한 Preload 인가장치는 설계 목표 Preload 인가를 위한 스프링 (MISUMI Wire coil spring [M5, 30.4N, 2EA] = 60N), 스프링과 원형 브래킷의 축방향 운동 가이드 역할을 수행하는 빔 (Beam, 2EA) 그리고 구속볼트와 결합되어 스프링 복원력을 인가하는 원형 브래킷 (Circular Bracket)으로 구성된다. 구속볼트가 원형 브래킷을 통하여 구속너트와 체결되면 스프링이 압축되어 구속분리장치에 축 방향 Preload가 인가되며, 빔과 원형 브래킷의 인터페이스 구성으로 발사환경에서 구속분리장치의 In-plain 방향의 구속력 부가가 가능하다.

또한, 궤도 진입시 구속분리장치의 기능검증 목적으로 전개 확인 스위치를 구속분리장치 분리너트 전개부에 배치하였으며, 구속분리장치 분리

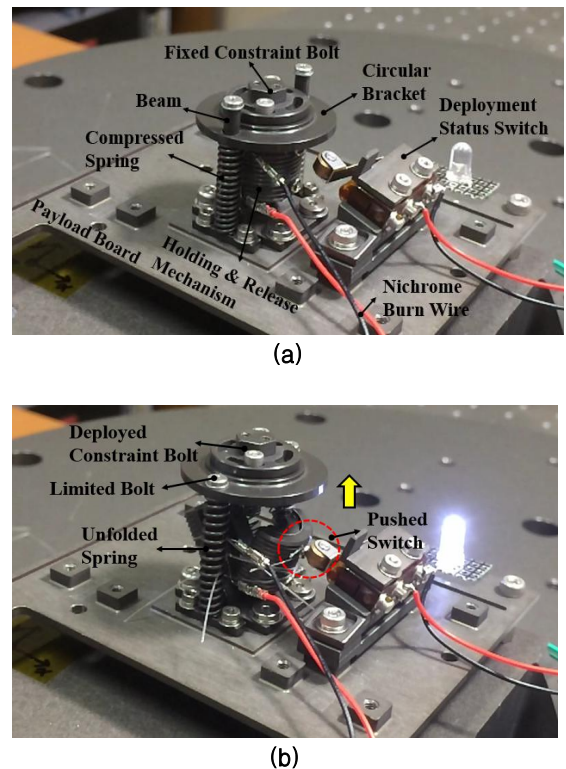


Fig. 4. Flight Model of Holding & Release Mechanism [(a) Before Deploy (b) After Deploy]

Table 3. Spring Torque Budget Summary

	Torque Budget (Nm)
T_{switch}	0.035
$T_{R.Friction}$	4.851×10^{-5}
T_{1g}	2.742×10^{-4}
$T_{required}$	0.088

스프링의 복원력으로 스위치 버튼을 구동한다. 식 (1)와 같이 ECSS Rule을[16] 적용하여 토크 버짓 분석을 통한 분리 스프링 (MISUMI Wire coil spring [M3, 5.3N, 30mm, 2EA] = 0.106Nm)을 선정하였으며, T_{switch} 는 스위치 구동 토크값, $T_{R.Friction}$ 은 구속분리장치 힌지 구동부 마찰에 대한 토크값 그리고 T_{1g} 은 지상시험을 고려한 1g 토크값을 의미한다. 토크 버짓 분석 결과를 Table 3에 정리하였다.

$$T_{required} = 2(1.25T_{switch} + 3T_{R.Friction} + 1.1T_{1g}) \quad (1)$$

2.3 구속분리장치 발사 및 궤도환경 검증시험

설계 및 제작이 완료된 구속분리장치 비행모델의 발사 및 궤도환경에서 정상 동작 여부를 검증하기 위하여 탑재체 레벨에서의 진동시험 및 열진공시험을 실시하였으며, 각 시험 종료 후 동작 기능시험을 수행하였다. 열선에는 큐브위성 전용 전력계인 PCM (Power Control Module)의 정격전압인 3.3V를 Li-ion 배터리 (Gomspace Company, Nanopower P31U)의 최대 용량인 10W를 고려하여 최대전력 (10W)을 공급하였으며, 전개 확인 스위치의 신호 출력을 통하여 분리시간 및 전개 성공 여부를 확인하였다.

2.3.1 진동시험

Figure 5는 구속분리장치의 발사환경 검증시험을 위한 진동시험 구성을 나타낸다. 본 시험은

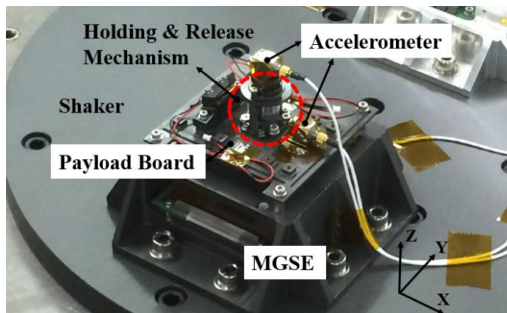


Fig. 5 Vibration Test Set-up

Table 4. Specification for Vibration Test [17]

Sine Burst Test			
Amplitude (g)		Sweep	
12		Ramp up/down : 7 cycle Full level : 6 cycle	
Sine Vibration			
Freq. (Hz)	Amplitude (g)	Sweep	
5	1.3	2oct/min	
8	2.5		
100	2.5		
Random Vibration			
Freq. (Hz)	Amplitude (g^2/Hz)	RMS accel.	Duration
20	0.009	8.03 g	120 sec
130	0.046		
800	0.046		
2000	0.015		

Table 5. Summary of Vibration Test Result

Axis	1 st Freq. (Hz)	Difference (%)
X	Before	341
	After	342
Y	Before	703
	After	696
Z	Before	558
	After	546

인공위성 연구센터(SaTReC)에서 보유한 진동시험기(LING Electronics., 1216VH Electroynamics Shaker)를 사용하였으며, 페이로드 보드 (Payload Board)와 구속분리장치의 구속볼트부에 부착된 가속도 센서를 기준으로 가진 레벨을 측정하였다. Table 4에 정리한 것과 같이 QB50 인공위성 시험 규격으로[17] 진동시험을 수행하였으며 시험전후 LLSS (Low Level Sine Sweep)를 수행하여 발사환경에서의 구조 건전성을 검증하였다.

Table 5는 진동시험 수행 전, 최종 종료 후 3축에 대한 LLSS 수행 결과를 나타내며, 진동시험 결과 3축 모두 시험요구조건인 1차 고유진동수가 5% 이내의 변화율을 보임에 따라 구속분리장치의 구조건전성을 확인하였다. 시험 종료 후 구속분리장치의 동작 기능시험을 실시하였으며 정상 작동됨을 확인하였다.

2.3.2 열진공시험

Figure 6은 궤도환경에서 구속분리장치의 정상 기능여부 확인을 위한 열진공시험 구성 형상으로 인공위성 연구센터(SaTReC)에서 보유한 열진공 챔버(Thermotron co., Thermotron 8200)를 사용하였다. Table 6에 나타난 열진공시험 규격과 같

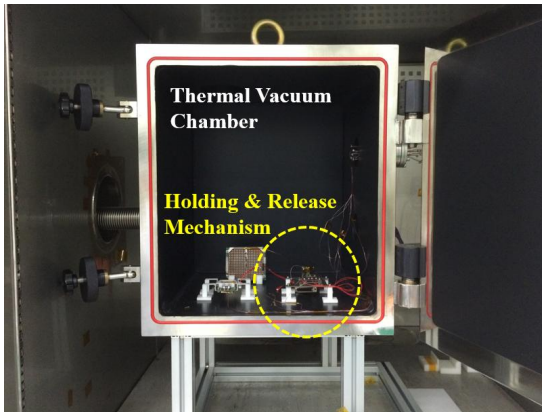


Fig. 6. Thermal Vacuum Test Set-up

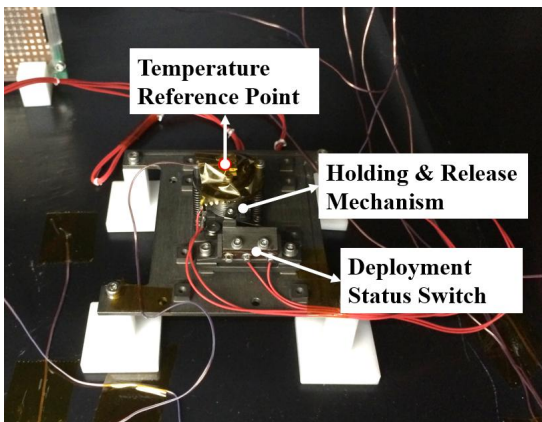


Fig. 7. Temperature Reference Point of Thermal Vacuum Test

이 10^{-5} torr의 진공 조건과 시스템 궤도 열해석 결과로 도출된 인증시험 온도범위 ($-35^{\circ}\text{C}\sim 35^{\circ}\text{C}$)에서 3사이클 수행하였으며, Fig. 7과 같이 구속볼트부에 장착된 온도센서를 기준으로 시험개시 온도 조건 도달여부를 판단하였다. 인증수준의 시험온도규격에서 전개 확인 스위치의 정상 신호 출력을 확인하였으며, 최종 사이클 저온 조건 (-35°C)에서 동작 기능시험을 실시하여 극저온 진공상태에서 0.71sec의 분리시간으로 정상 작동됨을 확인하였다. Fig. 8에 대기 환경과 진공 환경에서 실시한 동작 기능시험에서 얻어진 분리시간을 정리하였다. 대기 환경에서는 저온 구현 한계로 -25°C 조건까지 수행되었으며, 진공환경 극저온 조건 (-35°C)에서 측정된 분리시간과 비교 시, 진공환경이 약 -10°C 낮은 조건임에도 분리시간이 0.3배 감소됨을 확인하였다. 이는 진공상태에서 대기환경 및 성분의 영향을 받지 않고 극저온 환경에서 열

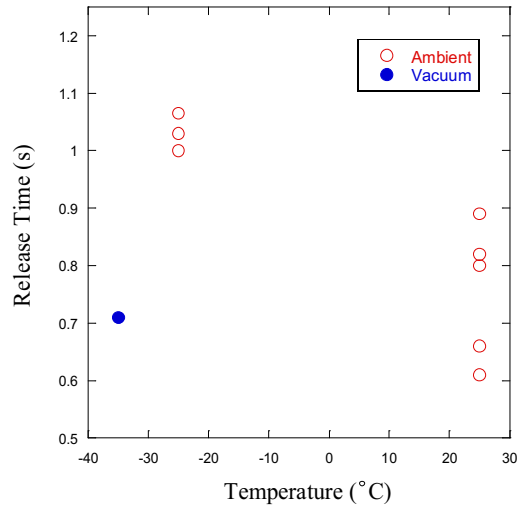


Fig. 8. Release Time Measurement under Qualification Temperature

Table 6. Specification for Thermal Vacuum Test

Temperature range	$-35^{\circ}\text{C}\sim 35^{\circ}\text{C}$
Dwell time	2 hours
Temperature change rate	$1.0^{\circ}\text{C}/\text{min} < \text{T.C.R} < 5.0^{\circ}\text{C}/\text{min}$
Vacuum level	$< 10^{-5}$ torr

선의 저항 감소에 따른 전류 상승이 원인으로 판단된다. 시험 수행 결과를 통하여 본 구속분리장치의 궤도상 정상 임무 수행 가능성을 입증하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 큐브위성 STEP Cube Lab.에 탑재되어 궤도상 기능 검증 수행 예정인 열선분리방식을 이용한 힌지구동형 구속분리장치의 비행모델을 설계, 제작하여 발사 및 궤도 환경 검증시험을 수행하였다. 발사 환경 검증을 위한 진동시험에서 시험요구조건을 만족함을 확인하여 구조건전성을 확인하였고, 큐브위성의 열 해석으로부터 도출된 인증시험 온도범위에서의 열진공 시험시 극저온 진공 조건에서도 본 분리장치가 정상 기능이 가능함을 확인하여, 설계가 의도한 대로 구현 가능함을 입증하였다. 향후 본 구속분리장치가 탑재된 큐브위성 비행모델의 환경시험 종료 후 2015년 발사되어 궤도 검증을 수행할 예정이다.

References

- 1) Nugent, R., Munakata, R., Chin, A., Coelho, R. and Puig-Suari, J., "The Cubesat: The Picosatellite Standard for Research and Education", AIAA Space 2008 Conference & Exposition, 2008, pp.1~11.
- 2) Chang, Y. K., Park, J. H., Kim, Y. H., Moon, B. Y. and Min, M. I., "Design and Development of HAUSAT-1 Picosatellite System (CubeSat)", Recent Advances in Space Technologies, 2003, pp.47~54.
- 3) Lappas, V., Adeli, N., Visagie, L., Fernandez, J., Theodorou, T., Steyn, W. and Perren, M., "CubeSail: A Low Cost CubeSat Based Solar Sail Demonstration Mission", Advances in Space Research, Vol. 48, No. 11, 2011, pp.1890~1901.
- 4) <http://www.pw-sat.pl>
- 5) Apland, C., Persons, D., Weir, D., and Marley, M., "A Novel Release Mechanism Employing the Principle of Differential Coefficients of Thermal Expansion", The 41st Aerospace Mechanisms Symposium, 2012, pp.465~478.
- 6) Peffer, A., Fosness, E., Hill, C., Gammill, W., and Sciulli, D., "Development and Transition of Low-shock Spacecraft Release Devices for Small Satellites", IEEE Aerospace Conference, 2000, pp.277~284.
- 7) Kwon, S. C., Jung, H. M., Ha, H. W., Han, S. H., Lee, M. J., Jeon, S. H., Park, T. Y., Kang, S. J., Chae, B. G., Jang, S. E., Oh, H. U., Han, S. H. and Choi, G. H., "Preliminary System Design of STEP Cube Lab. for Verification of Fundamental Space Technology", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 42 No. 5, 2014, pp.430~436.
- 8) Woo, S. H. and Han, J. H., "Mid Frequency Shock Response Determination by Using Energy Flow Method and Time Domain Correction", Shock and Vibration, Vol. 20, No. 5, 2013, pp.847~862.
- 9) <http://www.tiniaerospace.com>
- 10) <http://www.sncspace.com>
- 11) Oh, H. U. and Lee, M. J., "Performance Verification of Hinge Driving Segmented Nut Type Holding and Release Mechanism for Cube Satellite Applications", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 42, No. 6, 2014, pp.529~534.
- 12) <http://www.gomspace.com>
- 13) Thurn, A., Huynh, S., Koss, S., Oppenheimer, P., Butcher, S., Schlater, J. and Hagan, P., "A Nichrome Burn Wire Release Mechanism for Cubesats", The 41st Aerospace Mechanisms Symposium, 2012, pp.479~488.
- 14) <http://www.southernstars.com>
- 15) Oh, H. U. and Kwon, S. C., "Structural Design of Cube Satellite by Using Heating Wire Cutting Type Separation Mechanism", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 9, 2013, pp.720~725.
- 16) European Cooperation for Space Standardization, "Space Engineering Mechanisms", ESA Requirements and Standards Division, 2009, ECSS-E-ST-33-01C.
- 17) Singarayar, F., Reinhard, R., Asma, C., Thoemel, J., Scholz, T., Bernal, C., Weggelaar, W., Shirville, G., Kataria, D. and Richard, M., "QB50 System Requirements and Recommendations", www.qb50.eu, 2013, Issue 4.