

# 열선절단형 분리너트식 구속분리장치의 궤도검증을 위한 비행모델 개발

## Development of Flight Model of Segmented Nut Type Holding and Release Mechanism Using Burn Wire Cutting Method for On-orbit Verification

이명재‡ · 이용근\* · 강석주\* · 오현웅†

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

**Key Words** : Holding and Release Mechanism(구속분리장치), Nichrome Burn Wire Cutting(열선 절단), Segmented Nut(분리너트), Cube Satellite(큐브위성)

### ABSTRACT

Pyrotechnic devices are widely used for space appendages. However, a cube satellite requirements do not permit the use of explosive pyrotechnic device. A nichrome burn wire release has typically been used for holding and release of deployable appendages of the cube satellite due to its simplicity and low cost. However, relatively low mechanical constraint force and system complexity for application of multi-deployable systems are disadvantages of the conventional mechanism. To overcome these drawbacks, we have developed a segmented nut type holding and release mechanism based on the nichrome burn wire release. The great advantages of the mechanism are much lower shock level and larger constraint force than the conventional mechanism using pyro. Flight model for on-orbit verification was developed and verified through release function test, vibration test and thermal vacuum test.

### 1. 서 론

큐브위성은 1U를 기준으로 10cm×10cm×10cm의 크기 및 1kg 이하의 중량 규격을 지니는 나노급 위성이다. 상용위성과 비교하여 개발 기간과 비용이 낮은 장점을 지니며, 제한된 설계조건에도 불구하고 MEMS 기반의 신기술들의 적용 및 우주환경 검증에 유리해 우주개발선진국에서 활발한 연구 활동이 진행 중에 있다.

최근 개발되고 있는 큐브위성은 제한된 설계조건에서도 다양화된 임무가 늘어나는 추세이며 이를 수행하기 위하여 태양전지판, 안테나 등의 전개형 구

조물이 설계에 포함된다. 이를 위한 구속분리장치도 임무 성공을 위한 중요한 요소로 임무에 요구되는 체결력 확보가 가능하고 저충격 및 소형화의 구현을 목적으로 하는 연구가 진행 중이다<sup>(1-2)</sup>.

일반적으로 중대형위성에 적용되고 있는 분리장치의 경우, 높은 체결력과 축적된 우주임무 적용 실적을 바탕으로 높은 신뢰도를 지니는 폭발식 분리장치<sup>(3)</sup> 적용되고 있지만 파편, 화염 및 높은 충격으로 인한 주요 임무장비 손상의 문제점이 존재한다. 이를 극복하기 위해 형상기억합금(SMA)을 이용한 비폭발식 분리장치<sup>(4)</sup> 개발 및 적용되고 있다. 폭발식 분리장치와 비교하여 상대적으로 충격이 낮아 위성의 주요 임무장비의 손상의 가능성이 적은 장점을 갖지만 큐브위성에 적용하기에는 발생하는 충격이 크다.

큐브위성의 경우, 폭발식 분리장치의 적용불가가 설계요구조건이며, 기존에 개발된 형상기억합금을 이용한 비폭발식 분리장치를 적용하기에는 비용, 무

† Corresponding Author ; Member, Department of Aerospace Engineering, Chosun University  
E-mail : ohu129@chosun.ac.kr

Tel : +82-62-230-7183, Fax : +82-62-230-7729

‡ Presenter ; Department of Aerospace Engineering, Chosun University

\* Optonics System Group, Samsung Thales

계, 공간 등의 제약이 수반된다. 따라서, 큐브위성 적용을 목적으로 열선을 이용한 나일론선 절단방식이<sup>(6-6)</sup> 일반적으로 적용되고 있으나, 낮은 체결력과 다수 전개구조물의 구속 및 분리를 위해서는 다수의 열선을 필요로 하는 등 시스템의 복잡화의 단점이 존재한다.

본 연구에서는 큐브위성에 적용되는 기존 분리장치의 문제점을 해결하기 위하여, 분리된 너트를 체결선에 의한 체결력으로 구속너트를 형성하고 이에 구속볼트를 결합하여 구속력을 부가하여 궤도상에서는 열선 작동으로 체결선이 절단되면서 이와 동시에 구속너트가 분리되어 구조물의 구속이 해제되는 열선절단형 분리방식이 적용된 구속분리장치를 제안하였다. 선행 연구되었던 구속분리장치 공학모델(Engineering Model, EM)과<sup>(7)</sup> 인증모델(Qualification Model, QM)의<sup>(8)</sup> 시험 결과를 토대로 궤도상 기능검증이 가능한 구속분리장치 비행모델(Flight Model, FM)을 설계 및 제작하여 동작 기능시험, 진동시험, 열진공시험을 수행하였다. 이를 통하여 구속분리장치의 발사환경에서 구조 건전성을 확인하였으며, 궤도환경에서 정상임무 수행이 가능함을 입증하였다.

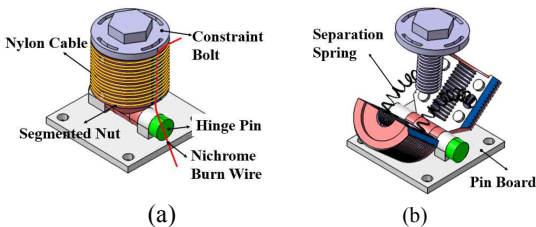


Fig. 1 Holding & Release Mechanism [(a) Before Deploy (b)After Deploy]

## 2. 본 론

### 2.1 열선절단형 분리너트식 구속분리장치

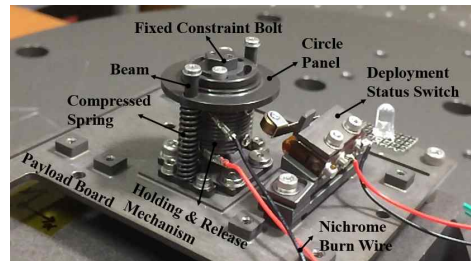
Figure 1은 본 논문에서 제안한 큐브위성 적용을 위한 열선절단형 구속분리장치의 분리 전/후의 형상으로 분리너트와 이를 체결하여 구속너트 형성을 위한 체결선, 분리너트의 구속해제를 목적으로 체결선 절단을 위한 열선, 구속해제 대상 구조물과 분리너트의 체결을 위한 구속볼트, 분리너트의 분리를 원활하게 하기 위한 분리스프링으로 구성되며, 구동방식은 나일론선의 체결력으로 형성된 구속너트에 구속볼트를 체결하여 높은 구속력을 부가하고, 열선

작동 시에는 나일론선의 절단과 동시에 분리너트의 구속이 해제된다. 구속이 해제 후 분리너트 내부에 압축되어 장착된 분리 스프링의 복원력에 의해 하단부에 위치한 힌지핀을 중심으로 좌우 회전하여 핀보드에 고정되어 구속볼트와의 간섭을 방지한다.

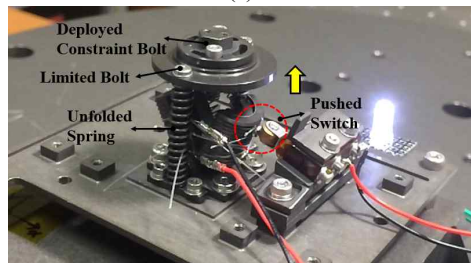
선행 연구<sup>(7-8)</sup> 통하여 제안된 구속분리장치의 인증모델을 제작하여 인증시험 온도범위에서의 동작 기능시험, 정하중시험 및 충격레벨 측정시험을 실시하였으며, 구속분리장치의 제원 및 인증시험결과를 Table 1에 나타낸다. 인증시험결과를 토대로 열선절단방식을 적용한 분리너트 분리방식이 적용된 설계가 의도한 대로의 높은 체결력과 저충격의 구현이 가능함을 확인하였다.

Table 1 Specification of Holding & Release Mechanism<sup>(8)</sup>

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



(a)



(b)

Fig. 2 Flight Model of Holding & Release Mechanism [(a) Before Deploy (b)After Deploy]

## 2.2 구속분리장치 비행모델 설계

인증시험이 완료된 구속분리장치의 궤도검증을 위하여 설계 목표한 체결력 검증이 가능하고 전개 확인 스위치(Deployment Status Switch, DSSW)의 신호 데이터를 기준으로 궤도 진입시 기능검증이 가능하도록 비행모델의 설계를 진행하였다. Fig. 2에 궤도 검증을 위한 구속분리장치 비행 모델의 실제 형상을 나타낸다.

구속분리장치에 설계목표 Preload 인가를 위하여 원형 패널, 빔(Beam) 그리고 스프링을 이용하여 Preload 인가 장치를 설계하였다. 큐브위성 랜덤진동 인증시험 규격인 14.1grms로부터 3σ를 적용하여 설계 하중에 상응하는 42.3G를 유추가능하며 설계 목표한 무게( $m=0.07\text{kg}$ )을 기준으로 확보해야하는 구조 건전성 요구조건(29N)에 2배 마진을 포함하여 구속 분리장치에 인가하기 위한 설계목표 Preload(58N)를 도출하였다. 이를 식 (1)로 나타내었으며 설계요구조건에 상응하는 스프링(MISUMI Wire coil spring [M5, 30.4N, 30mm, 2EA] = 60N)을 선정하였다.

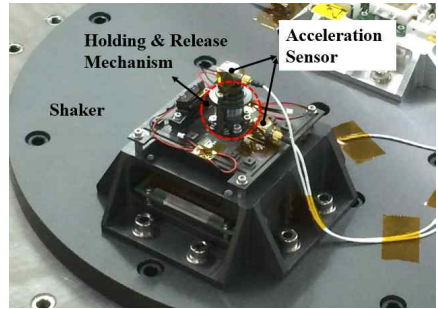
$$F_{required} = 2(14.1\text{grms} \times 3 \times m) \quad (1)$$

궤도상 기능검증을 위한 전개 확인 스위치(Honeywell 111SM2)는 구속분리장치 분리너트 전개부에 배치되며 구속분리장치 분리 스프링의 복원력으로 스위치 버튼을 구동한다. 식 (2)와 같이 ECSS Rule을<sup>(9)</sup> 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 2에 정리하였다.

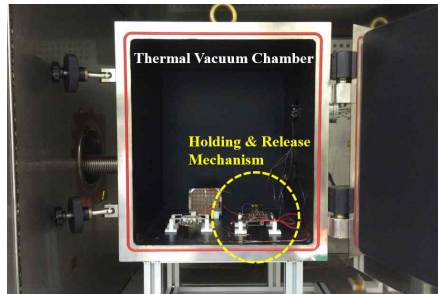
$$T_{required} = 2(1.25 T_{switch} + 3 T_{R.Friction} + 1.1 T_{1g}) \quad (2)$$

**Table 2** Spring Torque Budget Summary

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



**Fig. 3** Vibration Test Set-up



**Fig. 4** Thermal Vacuum Test Set-up

## 2.3 구속분리장치 비행모델 검증시험

설계된 분리장치 비행모델의 기능 및 성능을 검증하기 위하여 동작 기능시험과 탑재체 레벨에서의 진동시험 및 열진공시험을 실시하였다. Fig. 3와 Fig. 4는 각각 진동시험 및 열진공시험 셋업 형상을 나타낸다.

동작 기능시험은 큐브위성 전력계에서 공급 가능한 전력(3.3V, 3A)을 구속분리장치 열선에 3초간 인가하여 수행하였으며, 전개 확인 스위치로부터 측정된 신호 데이터를 기준으로 분리시간을 측정하였다. 상온조건(25°C)에서 5회, 저온조건(-25°C)에서 3회 수행하였으며 상온조건은 0.89초, 저온조건에서 1.065초 이내의 분리시간으로 모두 정상 작동하였다. 동작 기능시험 결과를 Table 3에 정리하였다.

**Table 3** Summary of Function Test Result

No. of Test	Temp. (°C)	Input Voltage (V)	Release Time (s)	DSSW Signal	Mechanism Release
1	25	3.3	0.61	Pass	Pass
2	25	3.3	0.82	Pass	Pass
3	25	3.3	0.8	Pass	Pass
4	25	3.3	0.66	Pass	Pass
5	25	3.3	0.89	Pass	Pass
6	-25	3.3	1.065	Pass	Pass
7	-25	3.3	1	Pass	Pass
8	-25	3.3	1.03	Pass	Pass

진동시험은 QB50 시험 규격에<sup>(10)</sup> 따라 수행하였으며, 시험전후 LLSS(Low Level Sine Sweep)를 수행하여 시험요구조건인 1차 고유진동수가 5% 이내의 변화를 보임에 따라 구속분리장치의 구조건전성을 확인하였다. 시험 종료 후 구속분리장치의 동작 기능시험을 실시하여 정상 작동됨을 확인하였다.

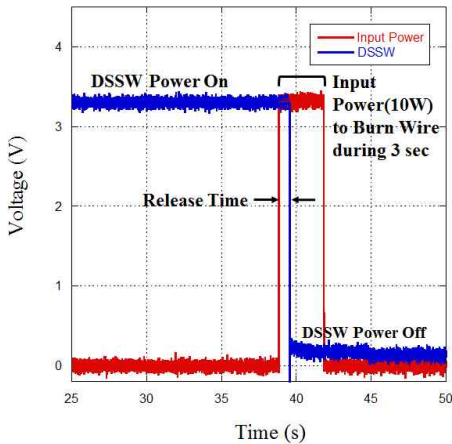


Fig. 5 Confirmed Signal of Function Test for Holding & Release Mechanism

열진공시험은 인증시험 온도범위(-35°C~35°C)에서 3사이클 수행하였으며, 최종 사이클 저온 조건(-35°C)에서 동작 기능시험을 실시하였다. Fig. 5는 동작 기능시험에서 획득된 전개 확인 신호를 나타내며 극저온 진공상태에서 0.71초의 분리시간으로 정상 작동됨을 확인하였다. 동작 기능시험에서 수행한 저온조건(-25°C)보다 약 -10°C 낮은 온도조건이지만 분리시간이 약 0.36초 단축된다. 이는 진공상태에서 대기환경 및 성분의 영향을 받지 않고, 극저온 환경에서 열선의 저항 감소에 따른 전류 상승이 분리시간 단축의 원인으로 판단된다.

### 3. 결 론

본 논문에서 제안한 열선절단형 분리너트식 구속 분리장치는 기존 분리장치의 낮은 체결력, 시스템의 복잡성, 신뢰도 저하의 문제점 해결 및 저충격 분리 장치의 구현을 목적으로 고안되었다. 분리장치 비행 모델을 설계 및 제작하여 동작 기능시험, 진동시험 그리고 열진공시험을 실시하여 개발을 완료하였다.

구속분리장치 비행모델의 검증시험결과로부터 제안된 구속분리장치가 발사환경에서의 구조건전성을 지니며, 궤도환경조건에서도 정상 기능수행이 가능함을 확인하였다.

### 후 기

본 연구는 미래창조과학부. 거대과학연구개발사업, 소형위성개발사업의 지원으로 수행되었습니다. (NRF-2013M1A3A4A01075961)

### 참 고 문 헌

- (1) Thurn, A., Huynh, S., Koss, S., Oppenheimer, P., Butcher, S., Schlater, J., and Hagan, P., 2012, A Nichrome Burn Wire Release Mechanism for Cubesats, The 41<sup>st</sup> Aerospace Mechanisms Symposium, pp.479~488.
- (2) Apland, C., Persons, D., Weir, D., and Marley, M., 2012, A Novel Release Mechanism Employing the Principle of Differential Coefficients of Thermal Expansion, The 41<sup>st</sup> Aerospace Mechanisms Symposium, pp.465~478.
- (3) Woo, S. H. and Han, J. H., 2013, Mid Frequency Shock Response Determination by Using Energy Flow Method and Time Domain Correction, Shock and Vibration, Vol.20, No.5, pp.847~862.
- (4) <http://www.tiniaerospace.com>
- (5) Konoue, K., Nakaya, K., Sawada, H., Ui, K., Hodoshima, R., Maeda, N., Okada, H., Miyashita, N., Iai, M., Nagahama, K., Urabe, T., Yamaguchi, N., Tsurumi, S., Mori, O. and Matunaga, S., 2001, A Development Summary of CUTE-I: Titech CubeSat 2001, Proc. the 45th Space Sciences and Technology Conference, 01-3D1, pp. 801-806.
- (6) <http://www.gomspace.com>
- (7) Oh, H. U. and Jeon, S. H., 2013, Functional Verification of Engineering Model of Non-explosive Shockless Holding and Release Mechanism Using Heating Wire Cutting Method, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 23, No. 5, pp. 401~406.

(8) Oh, H. U. and Lee, M. J., 2014, 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, pp. 529~534.

(9) European Cooperation for Space Standardization, 2009, *Space Engineering Mechanisms*, ESA

Requirements and Standards Division, ECSS-E-ST-33-01C.

(10) Singarayar, F., Reinhard, R., Asma, C., Thoemel, J., Scholz, T., Bernal, C., Weggelaar, W., Shirville, G., Kataria, D. and Richard, M., 2013, *QB50 System Requirements and Recommendations*, [www.qb50.eu](http://www.qb50.eu), Issue 4.