

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(6), 529-534(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.6.529>

큐브위성용 힌지 구동형 분리너트식 구속분리장치의 실험적 성능검증

오현웅\*, 이명재

Performance Verification of Hinge Driving Segmented Nut Type Holding and Release Mechanism for Cube Satellite Applications

Hyun-Ung Oh\* and Myeong-Jae Lee

Space Technology Synthesis Laboratory, Department of Aerospace Engineering, Chosun University

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 developed a hinge driving segmented nut type holding and release mechanism based on the nichrome burn wire release. The functional performance of the mechanism has been verified through release function test, static load test and shock level measurement test.

초 록

전개형 우주 구조물의 구속 및 분리를 위해 일반적으로 적용되는 폭발식 분리장치의 경우, 극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성에는 적용불가가 설계요구조건으로 규정되어있다. 큐브위성의 제한된 장착 공간과 이로 인한 저충격 요구조건, 저가의 개발비 등의 요구조건으로부터 일반적으로 적용이 용이한 나일론선 열선절단방식이 적용되고 있다. 하지만 나일론선 적용에 따른 낮은 체결력과 복수 구조물의 구속/분리를 위해 복수의 체결부와 열선을 필요로 하는 등 시스템 복잡화 및 신뢰도 저하의 문제점이 존재한다. 본 연구에서는 상기의 문제점 해결을 위해 힌지 구동형 분리너트를 적용한 구속분리장치를 제안하였으며, 인증시험 온도범위에서의 분리장치 동작 기능시험, 정하중 시험, 충격레벨 측정시험을 통해 설계의 유효성을 입증하였다.

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

1. 서 론

큐브위성은 기본크기인 1U를 기준으로 10cm×10cm×10cm의 크기 및 중량 1.0kg 이하의 극초

소형 위성임에도 불구하고 일반 상용 위성이 갖는 기본적인 기능구현이 가능하여 전 세계 대학 및 연구기관에서 미래핵심기술의 궤도검증 등에 이를 활용한 연구가 활발히 진행 중에 있다[1].

† Received: January 29, 2014 Accepted: April 25, 2014

\* Corresponding author, E-mail : [ohu129@chosun.ac.kr](mailto:ohu129@chosun.ac.kr)

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

최근 개발되고 있는 큐브위성의 경우, 임무의 첨단화 및 다양화 추세에 따라 위성과 위성의 분리를 비롯해 기존보다 고도화된 태양전지판, 안테나 등의 전개형 구조물이 포함되는 설계[2-3]가 증가하는 추세이며, 이를 위한 구속분리장치도 임무성공을 위해 중요한 요소로 인식되어 다양한 연구개발이 진행 중에 있다[4-6].

우주용 전개형 구조물의 발사환경에서의 구조건전성 확보를 위한 구속력 부가 및 궤도환경에서의 구속해제를 위해 높은 체결력과 축적된 우주임무 적용 실적을 바탕으로 상용급 위성에는 폭발식 구속분리장치[7]가 일반적으로 폭넓게 적용되고 있다. 폭발식 구속분리장치의 경우, 분리장치 작동 시 수반되는 높은 충격이 단점으로 존재하여 이를 극복하기 위해 형상기억합금을 적용한 비폭발식 구속분리장치[8] 등이 개발 또는 실제 임무에 적용되고 있다. 큐브위성의 경우, 기본적으로 폭발식 구속분리장치 적용불가가 설계요구조건으로 존재하며, 형상기억합금 비폭발식 구속분리장치를 큐브위성에 적용하기에는 개발비용을 비롯해 무게 및 장착 공간 등의 큐브위성 제약조건을 만족하는 구속분리장치 확보에 어려움이 존재한다.

큐브위성 적용을 위한 구속분리장치로서는 제한된 장착공간과 이로 인한 저충격 요구조건, 저가의 개발비, 분리장치 구동을 위한 전력공급 제한 등의 요구조건으로부터 나일론선으로 구속대상 구조물에 체결력을 부가하고 열선으로 이를 절단하여 구속을 해제하는 나일론선 열선절단방식[9-10]이 일반적으로 적용되고 있다. 본 방식은 나일론선 적용에 따른 낮은 체결력이 단점으로 존재하며, 복수 구조물의 구속/분리를 위해서는 복수의 체결부와 열선을 필요로 하여 시스템 복잡화 및 신뢰도 저하의 문제점이 존재한다. 또한, 동기화된 구속해제가 필요한 경우에 있어서도 복수의 열선을 동시에 제어해야 하는 등 운용상 어려움이 존재한다.

본 논문에서는 상기와 같은 기존 방식의 문제점 극복을 위하여 나일론선의 체결력으로 형성된 구속너트에 구속볼트를 체결하여 높은 구속력을 부가하고, 열선 작동 시에는 나일론선의 절단과 동시에 분리너트가 힌지 축을 중심으로 회전하여 구속이 해제되는 힌지 구동형 분리너트를 적용한 비폭발식 구속분리장치를 제안하였다. 본 방식은 선행연구[6]에서 제안된 분리장치와 달리 구속해제 직후 분리된 너트와 구속볼트간의 간섭방지를 목적으로 벨크로가 장착된 외부 하우징을 불필요로 하는 등 선행연구에서 제안된 분리장치와 유

사한 성능과 기능구현이 가능함과 동시에 구조 및 작동원리가 단순화된 장점을 갖는다. 본 논문에서 제안된 구속분리장치의 설계 유효성 입증을 위하여 인증시험 온도조건에서의 동작 기능시험, 정하중 시험 및 충격레벨 측정시험을 실시하였으며, 이를 통해 큐브위성용 분리장치로의 적용 가능성을 입증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 종래의 열선절단방식 구속분리장치

Figure 1은 Gomspace사의 상용 통신용 안테나[9]의 전개 전/후 형상으로 각각의 안테나 전개를 위해 4개의 안테나 접속부에 적용된 각각의 열선을 작동시켜 나일론선을 절단하고 구속을 해제하는 방식이 적용되고 있다.

Figure 2는 일본 동경공업대학에서 개발한 CUTE-I의 큐브위성 전용 분리장치[10]로 큐브위성의 분리를 위해 상기의 안테나 전개와 유사한 열선절단방식이 적용되고 있으나 발사하중으로부터 큐브위성을 견고히 구속하고 위성분리를 원활히 수행하기 위한 추가적 장치가 부가되어 있다.

상기에서 소개한 분리방식의 경우, 각각의 분리 접속부에 체결선 절단을 위한 열선적용을 필요로 하는 등 시스템 복잡화가 예상되며, 하나의 열선이라도 정상 작동이 이루어지지 않을 경우, 전체 시스템 실패로 인한 신뢰도 저하의 문제점이 존재한다. 특히, Fig. 2의 큐브위성 전용 분리장치와 같이 위성의 안정된 분리를 위해 동기화

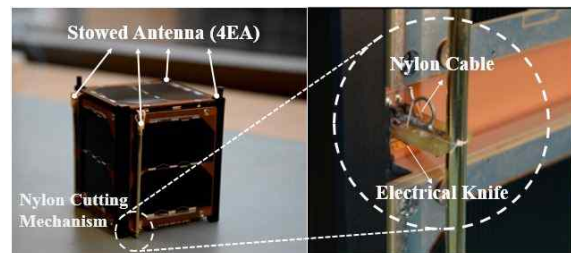


Fig. 1. Separation Mechanism for Communication Antenna Deployment[9]

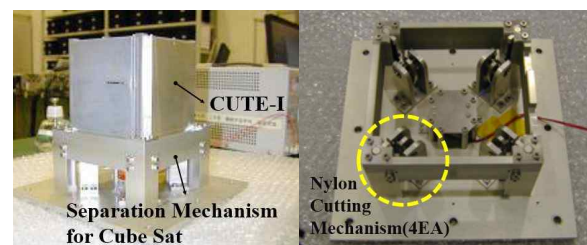


Fig. 2. Separation Mechanism for Cute-I [10]

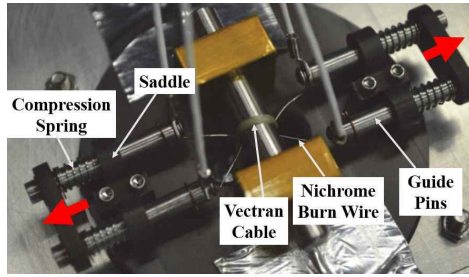


Fig. 3. Release Mechanism on Vectran Tie Down Cable for TEPCE Tether Deployment System [4]

된 구속해제가 필요한 경우에 있어서도 복수의 열선을 동시에 제어해야 하는 등 운용상 어려움이 예상된다. 또한, 나일론선을 적용할 경우, 체결력이 상대적으로 약하여 발사 작용하중이 큰 구조물의 구속을 위해서는 보다 큰 구속력의 분리장치 적용이 요구된다.

Figure 3은 미국 해군연구소가 개발한 Tether 시스템 분리전용 열선절단방식 분리장치[4]로 체결력 향상을 위해 나일론선이 아닌 400denier 기준 600N의 높은 체결력을 갖는 Vectran 케이블을 적용하였다. 구속 케이블의 체결력 증가에 따라 열선이 장착된 가이드 핀에 스프링의 복원력이 작용하도록 하여 케이블 절단이 용이하도록 설계되었다. 이와 같이 열선절단방식에 있어 구조물의 견고한 구속을 위한 체결력 증가 시, 구속 케이블의 절단력 증가를 위한 추가적인 기능 및 성능개선이 요구되는 등 경량화 및 시스템의 단순화가 요구되는 큐브위성 적용을 위한 설계목표에 상충되게 된다.

## 2.2 힌지 구동형 분리너트식 구속분리장치

본 연구에서는 큐브위성 적용을 목적으로 폭발식 분리장치의 고충격 및 고가의 단점과 기존 큐브위성에 적용되던 나일론선 열선절단방식의 낮은 체결력, 복수 구조물에 적용시 수반되는 시스템의 복잡성 그리고 이에 따른 신뢰도 저하의 문제점을 극복하기 위하여, Fig. 4와 같은 열선절단방식을 적용한 힌지 구동형 분리너트식 구속분리장치를 제안하였다. 구속분리장치는 나일론선의 체결력으로 형성된 분리너트, 분리너트에 체결되어 전개 대상체에 구속력을 추가하는 M6 구속볼트, 분리너트의 구속해제를 목적으로 나일론선 절단을 위한 열선 그리고 분리를 원활하게 수행하기 위한 분리 스프링으로 구성된다. 또한, 열선과 나일론선 접속부에는 Fig. 4 (a)와 같이 열선이 교호적으로 배치되도록 하여, 나일론선 절단 시 발생하는 나일론선의 장력 이완 시에도 절

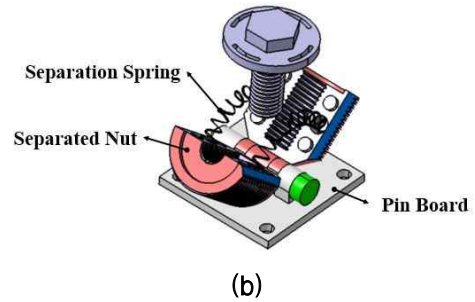
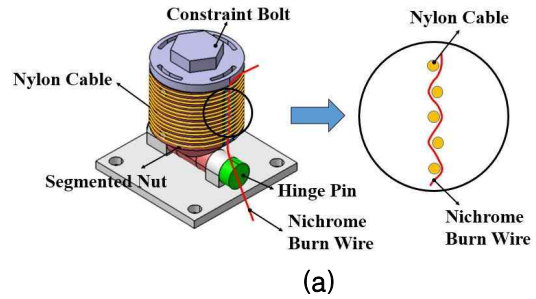


Fig. 4. Holding & Release Mechanism [(a) Before Deploy (b) After Deploy]

단이 가능하도록 구성하였다. 열선 작동 시에는 나일론선의 절단과 동시에 분리너트 내부에 압축되어 장착된 분리 스프링의 복원력에 의해 분리너트가 하단부에 위치한 힌지핀을 중심으로 좌우 회전하여 구속이 해제되고 핀 보드에 고정되어 구속볼트와의 간섭을 방지하는 방식이 적용되었다. 따라서, 기존의 분리장치[6]와 달리 구속해제 직후 분리된 너트와 구속볼트간의 간섭방지를 목적으로 벨크로가 장착된 외부 하우징 등의 추가적 구조를 불필요로 하는 등 구조 및 작동원리가 단순화된 장점을 갖는다.

큐브위성 적용 시에는 선행연구[11]에서 제안한 방식과 동일하게 분리장치와 Ball & Socket 방식과의 조합으로 구속 대상체에 중·횡방향 구속력을 부가하여 발사환경에서의 구조건전성을 확보한다.

## 2.3 구속분리장치 기능 및 성능 검증시험

본 논문에서 제안한 분리장치의 기능 및 성능을 검증하기 위해 분리장치 인증모델을 제작하여 인증시험 온도범위에서의 동작 기능시험, 정하중 시험 그리고 충격레벨 측정시험을 실시하였다.

### 2.3.1 동작 기능시험

Figure 5은 동작성능 확인을 위한 기능시험 구성 형상으로 분리장치는 전원 공급기로부터 열선에 정격전력이 인가되면 체결선 절단과 함께 구속너트가 분리되어 구속이 해제되며, 분리너트 구속해제 후 구속볼트의 분리 상태 확인을 위해

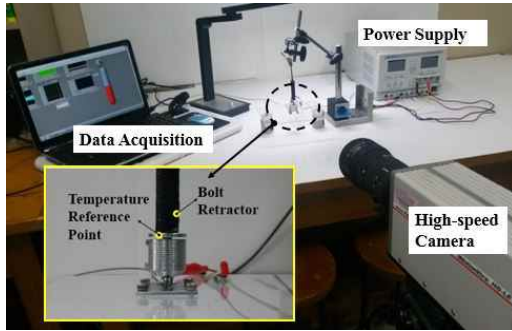


Fig. 5. Separation Test Set-up

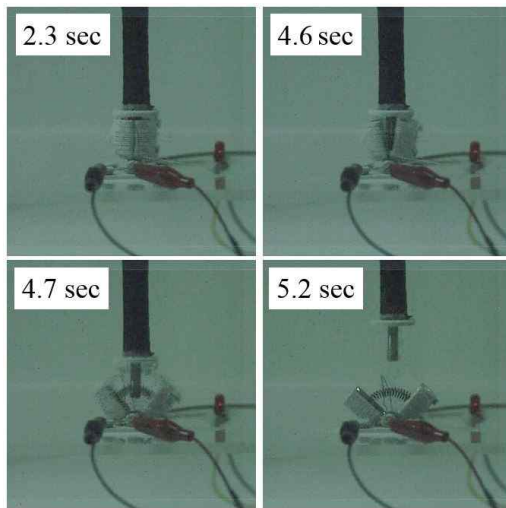


Fig. 6. Sequence of Mechanism Activation

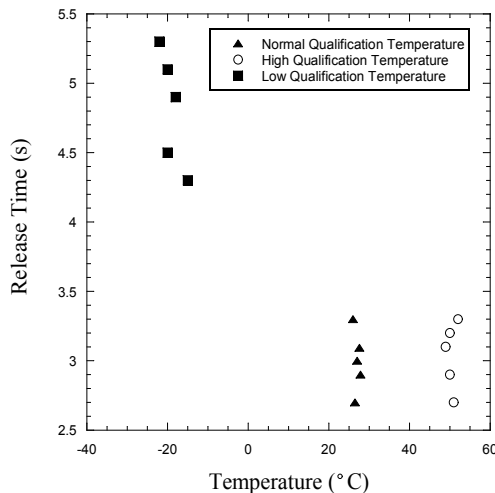


Fig. 7. Release Time Measurement under Qualification Temperature

여 구속볼트에 추가적으로 스프링 치구를 장착하여 시험을 수행하였다. 분리 기능시험에서는 큐브위성의 궤도 열 해석으로부터 도출된 인증시험 온도범위인  $-20^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$ 의 상온, 고온, 저온에서

각각 5회의 분리시험을 실시하였으며, 고온과 저온에서의 동작기능 확인을 위하여 각각 히터와 드라이아이스를 적용하여 온도조건을 부여하였으며, 구속볼트부에 장착된 온도센서를 기준으로 시험개시 온도조건 도달여부를 판단하였다.

Figure 6은  $-20^{\circ}\text{C}$ 에서 실시한 분리 기능시험의 순차적 결과로 상기의 작동원리와 동일하게 열선에 전력 인가 후 분리너트가 힌지 축을 중심으로 회전함과 동시에 구속볼트 분리가 성공적으로 이루어지며 저온에서도 정상 작동함을 확인할 수 있다. 큐브위성 전용 전력계인 PCM (Power Control Module)의 정격전압인 3.3V 인가 시 열선절단을 위한 최대 소모전력은 6W로 Li-ion 배터리 (Clydespace Company, CS-1UEPS2-10)의 최대 용량인 10W를 고려할 경우 열선절단을 위해 충분한 전력공급이 가능함을 알 수 있다.

Figure 7은 인증시험 온도범위인  $-20^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$ 의 상온, 고온, 저온에서 각각 5회의 분리시험을 통해 측정된 분리시간을 나타낸다. 시험결과 모든 인증온도시험 범위에서 구속분리장치가 정상 작동됨을 알 수 있으며, 저온에서는 최대 5.3초의 분리시간이 소요된다. 분리시간은 우주 진공환경에서 적용 시 단축 가능할 것으로 판단된다[4].

### 2.3.2 정하중시험

Figure 8은 저온조건에서의 분리장치의 정하중 시험을 위한 구성으로 각각의 인증시험 온도범위 조건에서 분리장치에 인장/압축력을 5회 반복인가 후 축 방향 강성을 측정하고, 온도시험 전/후의 강성측정치 비교를 통해 분리장치의 구조건전성을 판단하였다.

Figure 9와 같이 인증시험 온도범위에서의 정하중시험을 통해 측정된 분리장치의 평균 강성측정치는  $4170\text{N/mm}$ 이며, 열주기 시험 전/후의 강성측정치는 4% 이내의 변화율을 보여 인증시험 온도 조건에서의 특성변화가 미약함을 확인하였다.

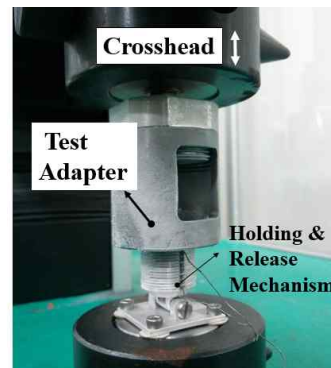


Fig. 8. Static Load Test Set-up under Low Qualification Temperature

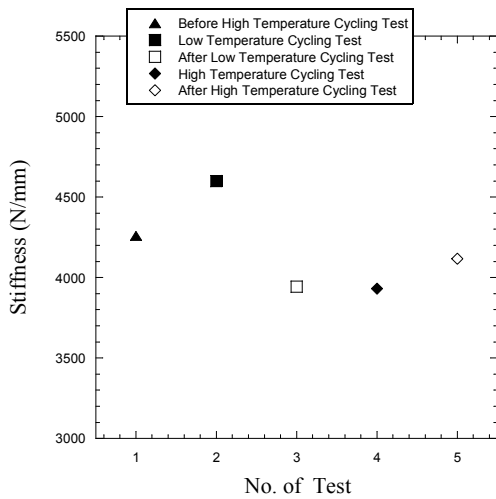


Fig. 9. Measured Stiffness Value under Qualification Temperature

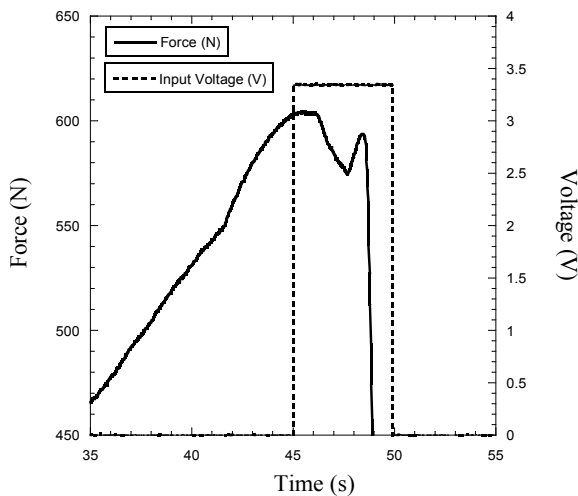


Fig. 10. Separation Test under Pre-load Condition

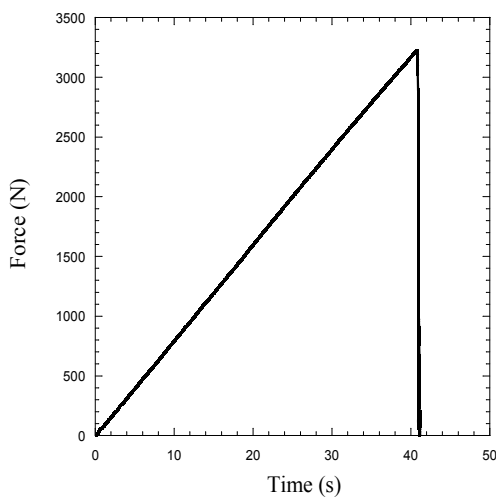


Fig. 11. Allowable Axial Load on Mechanism

Figure 10은 Pre-load 조건하에서의 분리장치 동작 기능시험 결과로 분리장치에 인장하중이 작용하는 상황에서 열선을 작동시켜 정상 분리를 확인하였다. 분리장치에 하중이 작용하는 조건에서도 열선작동 시 Fig. 7과 같이 상온에서 측정된 결과와 유사하게 약 3초 후 정상 분리가 이루어짐을 확인할 수 있다.

Figure 11은 분리장치의 축 방향 허용하중 측정을 위한 파단시험 결과를 나타내며, 분리장치의 최대허용하중 약 3200N을 확인하였다.

### 2.3.3 충격레벨 측정시험

Figure 12는 분리장치 작동시 측정된 가속도로부터 도출된 SRS (Shock Response Spectrum)로 SRS Max. ( $Q=10$ )는 약 65G이며, 도출되어진 발생충격은 분리 스프링의 복원력으로 분리된 너트가 바닥면과의 접촉 시 발생하는 충격으로 판단된다.

본 연구에서 제안한 구속분리장치와 축방향 허용하중(2224N)이 유사한 TiNi Aerospace사의 형상기억합금 프랜지 볼트형 분리장치(Frangibolt FC2)[8]의 SRS Max.는 2000G로, 제안한 구속분리장치는 열선절단방식을 적용한 분리너트식 분리방식 적용으로 설계가 의도한 대로의 높은 체결력과 저충격의 구현이 가능함을 확인하였으며, 내부 스프링의 강성 설계에 따라 보다 낮은 충격레벨의 구속분리장치 구현이 가능할 것으로 판단된다.

상기에서 수행한 기능 및 성능시험결과로부터 도출된 힌지 구동형 분리너트식 구속분리장치의 제원을 Table 1에 나타낸다.

Table 1. Specification of Holding & Release Mechanism

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 temperature	-20°C / 50°C
Release principle	Wire cutting by nichrome burn wire triggering
Material	Al-6061

### III. 결 론

본 논문에서 제안한 힌지 구동형 분리너트를 적용한 비폭발식 구속분리장치는 큐브위성 적용의 목적과, 일반적으로 큐브위성에 적용되고 있는 나일론선 절단방식의 낮은 체결력, 복수의 전개 구조물에 적용 시 수반되는 시스템의 복잡성 그리고 이에 따른 신뢰도 저하의 문제점을 해결하기 위하여 고안되었다. 본 분리장치는 체결선을 이용하여 결합되고 힌지핀을 축으로 구동하는 구속너트와 구속볼트를 이용하여 형성되는 강한 체결력으로 발사시 구조건전성이 확보되며, 나일론선 절단방식을 적용하여 궤도상에서 분리시 비폭발식 구동 및 저충격의 구현이 가능하다. 설계의 유효성 판단을 위하여 고안된 구속분리장치의 인증모델을 제작 후 큐브위성의 열 해석으로부터 도출된 인증시험 온도범위에서 구속분리장치의 동작 기능시험, 정하중시험, 충격레벨 측정시험을 실시하였으며, 시험결과를 토대로 설계가 의도한 대로 기능 및 성능이 구현되었음을 확인하였다. 향후 큐브위성 구조체와 결합 후 진동시험을 수행하여 FM(Flight Model)로의 적용가능성을 입증할 예정이다.

### References

- 1) K. Woellert, P. Ehrenfreund, A. J. Ricco, H. Hertzfeld, "Cubesats: Cost-effective Science and Technology Platforms for Emerging and Developing Nations", *Advances in Space Research*, Vol. 47, No. 4, 2011, pp.663~684.
- 2) J. M. E. Plaza, J. A. V. Vilan, F. A. Agelet, J. B. Mancheno, M. L. Estevez, C. M. Fernandez, F. S. Ares, "Xatcobeo: Small Mechanisms for Cubesat Satellites - Antenna and Solar Array Deployment", *The 40<sup>th</sup> Aerospace Mechanisms Symposium*, 2010, pp.415~430.
- 3) <http://www.pw-sat.pl>
- 4) A. Thurn, S. Huynh, S. Koss, P. Oppenheimer, S. Butcher, J. Schlater, P. Hagan, "A Nichrome Burn Wire Release Mechanism for Cubesats", *The 41<sup>st</sup> Aerospace Mechanisms Symposium*, 2012, pp.479~488.
- 5) C. Apland, D. Persons, D. Weir, and M. Marley, "A Novel Release Mechanism Employing the Principle of Differential Coefficients of Thermal Expansion" *The 41<sup>st</sup> Aerospace Mechanisms Symposium*, 2012, pp.465~478.
- 6) H. U. Oh, M. J. Lee, "Performance Verification of Separation Nut Type Non-explosive Separation Device for Cube Satellite Application", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 10, 2013, pp.827~832.
- 7) S. H. Woo, J. H. Han, "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.
- 8) <http://www.tiniaerospace.com>
- 9) <http://www.gomspace.com>
- 10) K. Nakaya, K. Konoue, H. Sawada, K. Ui, H. Okada, N. Miyashita, M. Iai, T. Urabe, N. Yamaguchi, M. Kashiwa, K. Omagari, I. Morita, S. Matunaga, "Tokyo Tech Cubesat: CUTE-I Design & Development of Flight Model and Future Plan", *AIAA 21<sup>st</sup> International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit*, 2003, AIAA 2003~2388.
- 11) H. U. Oh, S. C. Kwon, "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.