

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(10), 827-832(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.10.827>

## 큐브위성 적용을 위한 분리너트형 비폭발식 구속분리장치 인증모델의 성능검증

오현웅\*, 이명재

### Performance Verification of Separation Nut Type Non-explosive Separation Device for Cube Satellite Application

Hyun-Ung Oh\* and Myeong-Jae Lee

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

#### ABSTRACT

Heating wire cutting type separation mechanism has been widely used for cube satellite applications due to its design constraints such as small size of 10cm×10cm×10cm and light weight of less than 1kg. In addition, usage of pyro technic device is not allowed for cube satellite application. The conventional methods have some disadvantages of relatively small mechanical constraint force and the system complexity for the multi-deployable systems. In this paper, a separation nut type non-explosive separation mechanism has been proposed and investigated. The effectiveness of the design has been verified through the qualification tests of the mechanism.

#### 초 록

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성의 경우, 1U를 기준으로 10cm×10cm×10cm의 크기, 1kg 이하의 중량제한을 비롯해 폭발식 구속분리장치의 적용이 불가능한 설계요구조건으로 인하여 열선 작동시 나일론선의 절단과 함께 구속을 해제하는 구속분리 방식이 일반적으로 적용되고 있으나 낮은 체결력과 다수 구조물의 구속 시 다수의 열선 적용을 필요로 하는 등 시스템 복잡화의 단점이 존재한다. 본 논문에서는 기존의 큐브위성에 적용되는 열선 절단방식의 단점을 극복하기 위하여 열선절단방식을 적용한 분리너트형 비폭발식 구속분리장치를 고안하였으며, 인증모델의 기능시험, 정하중시험 및 충격시험을 통해 설계 유효성을 입증하였다.

**Key Words** : Holding and Release Mechanism(구속분리장치), Heating Wire Cutting(열선 절단), Non-explosive Separation Device(비폭발식 분리장치), Cube Satellite(큐브위성)

#### 1. 서 론

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성은 기본 크기인 1U를 기준으로 10cm×10cm×10cm의 크기

및 1kg 이하의 중량 등 제한된 설계조건에도 불구하고 지구관측, 과학실험 또는 첨단 기술이나 개발부품의 사전 궤도인증 등의 임무수행이 가능하여 교육적 기술적 측면에서 주목을 받고 있으

† Received: July 23, 2013 Accepted: September 9, 2013

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

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

며 미국이나 일본을 비롯한 우주개발선진국에서는 활발한 연구 활동이 진행 중에 있다[1-4]. 국내에서는 한국항공대학교의 HAUSAT[1]의 개발을 시작으로 경희대학교의 CINEMA[5]가 현재 궤도 운용 중에 있다.

전개형 구조물의 발사시 구속과 궤도상에서의 전개 임무수행을 위해 분리장치의 적용이 요구되며, 일반적으로 중대형위성에 적용되고 있는 분리장치의 경우, 구조물을 고정하는 구속볼트를 화약으로 절단시키는 폭발식 분리장치[6]가 적용되고 있다. 이 방식은 높은 체결력과 축적된 우주임무 적용 실적을 바탕으로 고신뢰도의 장점을 갖는 반면, 분리장치 작동시 수반되는 높은 충격이 단점으로 작용하여 이를 극복하기 위해 기능성 스마트 소재인 형상기억합금을 이용한 비폭발식 분리장치[7]가 개발 및 적용되고 있다.

큐브위성의 경우, 폭발식 분리장치의 적용불가 가 설계요구조건이며, 기존에 개발된 형상기억합금을 이용한 비폭발식 분리장치를 적용하기에는 비용, 무게, 공간 등의 제약이 수반된다. 따라서 큐브 위성 적용을 목적으로 열선을 이용한 나일론선 절단방식[8-9]이 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 부가하고, 궤도상에서는 열선 작동으로 체결선이 절단되고 이와 동시에 구속너트가 분리되어 구조물의 구속이 해제되는 분리너트형 비폭발식 구속분리장치를 제안하였다. 기능검증을 목적으로 실시된 분리장치 EM (Engineering Model)의 기능시험 결과[10]를 토대로 분리장치 QM (Qualification Model)을 설계 및 제작하여 인증시험 온도범위에서의 기능시험과 정하중 시험을 비롯해 충격시험을 통해 설계의 유효성을 입증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 분리너트형 비폭발식 구속분리장치

#### 2.1.1 종래의 큐브위성용 열선절단형 분리장치

큐브위성의 경우, 구조물의 구속해제를 위해 일반적으로 열선에 인가된 열을 이용하여 체결력 부가를 위한 나일론선을 절단하여 구속을 해제하는 열선 절단 분리방식이 적용되고 있다.

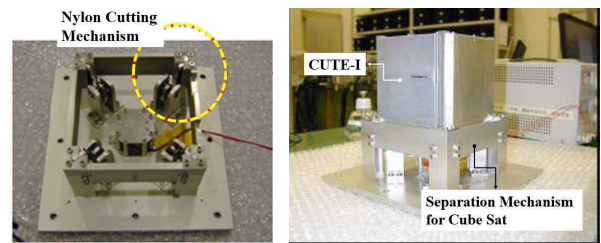


Fig. 1. Separation Mechanism for CUTE-I [8]

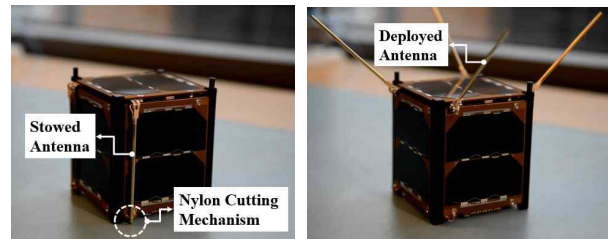


Fig. 2. Holding and Release Mechanism for Antenna Deployment [9]

Figure 1은 일본 동경공업대학에서 개발한 큐브 위성 CUTE-I 전용 발사분리장치[8]로 큐브위성의 분리를 위해 4개의 접속부에 적용된 각각의 열선을 작동시켜 나일론선을 절단하고 구속을 해제하는 방식이 적용되고 있다. 본 분리장치의 경우 각각의 접속부에 메커니즘의 적용을 필요로 하는 등 시스템 복잡성을 비롯해 하나의 메커니즘이라도 정상 작동하지 않을 경우 전체 시스템 실패로 이어져 신뢰도 저하의 문제점이 존재한다. 또한 나일론선이 적용된 경우, 체결력이 상대적으로 약하여 발사 작용하중이 큰 구조물의 구속을 위해서는 보다 큰 구속력의 분리장치 적용이 요구된다.

Figure 2는 Gomspace사 통신용 안테나[9]의 전개 전/후 형상으로 각각의 안테나 전개를 위해 상기와 동일한 열선절단 분리방식이 적용되고 있다. Figure 1의 발사전용분리장치에 비해 작용하중이 상대적으로 낮은 안테나 구속력 확보에는 상기 분리방식의 적용이 용이할 수 있으나, 각각의 안테나 접속부에 메커니즘의 적용을 필요로 하는 등 시스템의 복잡성 및 신뢰도 저하의 동일한 문제가 존재한다.

#### 2.1.2 분리너트형 구속분리장치 작동원리 및 적용

본 연구에서는 큐브위성에 적용되는 기존 분리장치의 낮은 체결력, 시스템의 복잡성, 신뢰도 저하의 문제점을 극복하기 위하여, 분리된 너트를 체결선에 의한 체결력으로 형성된 구속너트와 구속볼트를 결합하여 구속력을 부가하고 발사환경에서의 구조건전성을 확보한다. 궤도상에서는 열선 작동으로 체결선을 절단하여 구속너트를 분리

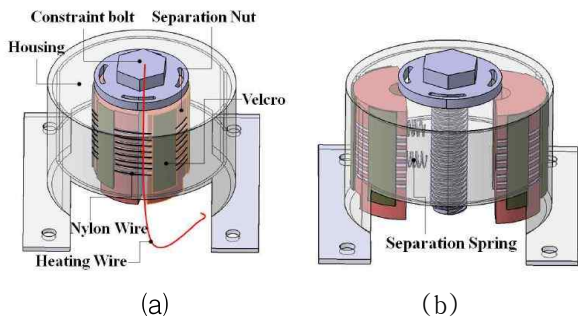


Fig. 3. Holding and Release Mechanism [(a) Before separation (b) After separation]

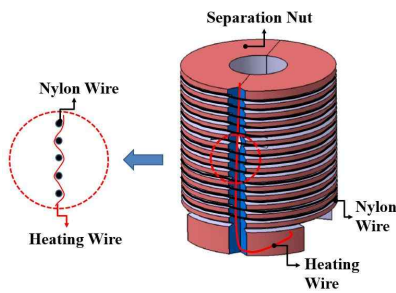


Fig. 4. Heating Wire Implementation

하고 이와 동시에 구조물의 구속을 해제하는 분리너트형 비폭발식 구속분리장치를 제안하였다.

Figure 3은 본 논문에서 제안한 큐브위성 적용을 위한 분리너트형 비폭발식 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 (M6), 이들을 감싸도록 배치된 외부케이스, 분리너트 작동 시 구속볼트와의 간섭방지를 목적으로 분리된 너트의 운동을 구속하기 위하여 분리너트와 외부 케이스에 장착된 벨크로 그리고 분리너트의 분리를 원활하게 하기 위한 분리스프링으로 구성된다.

분리너트 조립 시에는 분리너트에 체결선 장착 용이성을 위한 체결선 장착 접속부를 따라 체결선을 배치하여 너트에 체결력을 부가하고, 이때 분리너트 내부에 장착된 분리 스프링은 압축되어 장착된다. 구성된 분리너트의 원활한 구속해제를 위해 Fig. 4와 같이 체결선과 열선을 교호적으로 배치하여, 체결선 절단 시 발생하는 체결선의 장력 이완 시에도 효율적으로 절단이 가능하도록 하였다. 분리너트의 열선 접속부에는 V자 형태의 홈을 마련하여 분리너트의 구속해제를 위해 열선 작동 시, 열선과 분리너트의 접촉에 따른 열선의 열손실로 인한 절단시간 지연을 방

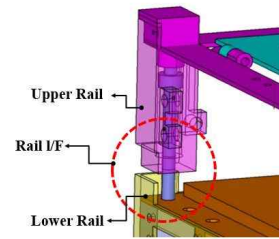


Fig. 5. Example of Mechanism Application for Inplane Constraint

지하였다. 상기의 열선 체결방식의 유효성은 분리장치의 EM 기능시험[10]을 입증되었다.

상기와 같이 구성된 분리너트는 외부케이스를 통하여 구속볼트와 체결되며, 구속해제를 위해 열선 작동 시, 체결선이 절단되고 분리너트 내부에 압축된 분리스프링의 복원력으로 분리너트가 분리되어 구속볼트와의 구속이 해제된다. 분리너트 외부와 외부케이스 내부에는 벨크로를 장착하고, 열선 작동 후 분리된 너트가 분리스프링의 복원력으로 좌우 전개되어 분리너트와 외부케이스에 장착된 벨크로에 서로 부착되도록 하여 구속볼트와의 간섭을 방지한다. 벨크로의 경우, 아웃게싱 등을 고려하여 MLI 장착에 일반적으로 적용되는 벨크로를 적용하였으며 켈톤 테이프를 이용하여 구조물에 고정하였다.

본 메커니즘은 큐브위성에 적용될 시 주로 축방향의 구속력을 부가하며, 평면방향의 구속력은 Fig. 5의 예와 같은 상부와 하부 구조체의 레일 접촉부 설계 또는 ball&socket 메커니즘과의 조합으로 구조건전성 확보가 가능하다.

## 2.2 QM 구속분리장치의 기능검증시험

본 논문에서 제안한 분리장치의 기능 및 성능을 검증하기 위해 분리장치 QM을 제작하여 인증시험 온도범위에서의 동작성능 확인을 위한 기능시험, 정하중시험 그리고 충격레벨 측정시험을 실시하였다.

Figure 6에 분리장치 QM의 구성도를 나타내



Fig. 6. Exploded View of QM Holding and Release Mechanism

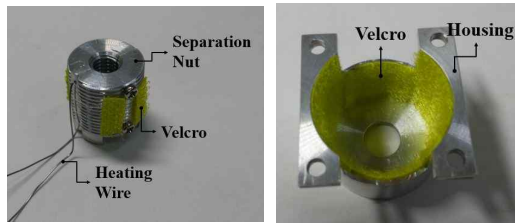


Fig. 7. Separation Nut Assembly and Housing with Velcro

며, Fig. 7에 체결선에 의해 형성된 분리너트와 너트분리시 구속볼트와의 간섭방지를 목적으로 장착된 벨크로 부착형상을 나타낸다. QM에 적용된 소재는 큐브위성에 요구되는 1kg이하의 무게 요구조건 충족과 설계하중을 고려하여 알루미늄(Al-6061)을 적용하였다.

2.2.1 동작성능 확인을 위한 기능시험

Figure 8은 동작성능 확인을 위한 기능시험 구성 형상으로 전원 공급기로부터 열선에 정격전력이 인가되면 체결선 절단과 함께 구속너트가 분리되어 구속이 해제된다. 분리너트 구속해제 후 구속볼트의 분리 상태를 확인을 위하여 구속볼트에 스프링치구를 부착하여 상부전개가 이루어지도록 시험형상을 구성하였다. 기능시험에서는 인증시험 온도범위인 -20℃~50℃의 상온, 고온, 저온에서 각각 5회의 분리시험을 실시하여 정상작동여부와 분리시간을 측정하였다. 고온과 저온의 온도 구현을 위해 각각 히터와 드라이아이스를 이

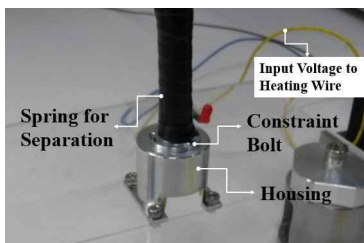


Fig. 8. Separation Test Set-up Configuration

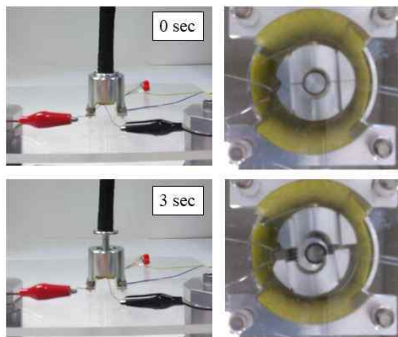


Fig. 9. Sequence of Mechanism Activation

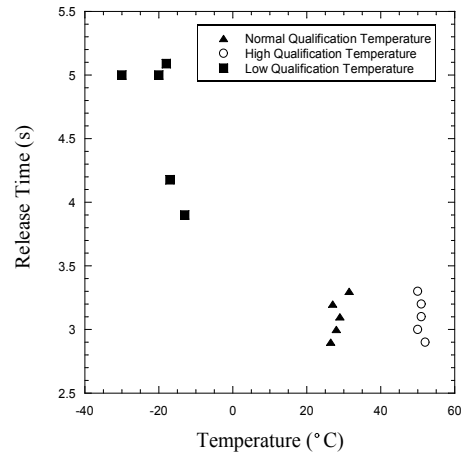


Fig. 10. Release Time Measurement under Qualification Temperature

용하였으며, 구속볼트에 장착된 온도센서를 기준으로 시험온도를 인가하였다.

Figure 9는 상온조건에서 실시한 분리기능 시험의 순차적 결과로 분리장치에 전력이 인가 후 분리 전개되는 과정과 전개 후 벨크로와 분리너트가 부착되어 구속볼트와의 간섭이 방지되는 것을 확인할 수 있다.

Figure 10은 인증시험 온도범위에서의 작동시간으로 상온과 고온에서는 약 3초, 저온에서는 4~5초의 분리시간이 소요되며 모든 인증온도 범위에서의 정상 작동됨을 확인하였다. 시험은 큐브위성 전력계에 적용되어지는 PCM (Power Control Module)의 정격전압인 3.3V 인가시 열선절단을 위한 최대소모전력은 6W이며, Li-ion 배터리 (Clydespace Company, CS-1UEPS2-10)의 최대 용량인 10W를 고려할 경우 임무수행을 위해 충분한 전력공급이 가능함을 알 수 있다.

2.2.2 정하중시험

Figure 11은 분리장치의 축 방향 허용하중 측정을 위한 정하중 시험구성 형상으로 인증시험 온도범위인 -20℃~50℃에서 분리장치에 인장/압축을 5회 반복인가 후 축 방향 강성을 측정하여 시험 전/후의 강성치 비교를 통한 분리장치의 구조건전성을 판단하였다.

Figure 12는 분리장치의 시험별 강성측정치를 나타낸 결과로 평균 강성도는 6710N/mm이며 열주기 시험 전/후의 강성도는 4%이내의 변화율을 보여 열주기 인가에 따른 특성변화가 미약함을 확인하였다. 상기의 시험 종료 후 동작 기능시험을 재실시하였으며 Fig. 9와 같이 분리장치가 정상 작동됨을 확인하였다. Figure 13은 분리장치의 축 방향 허용하중 측정을 위해 실시한 파



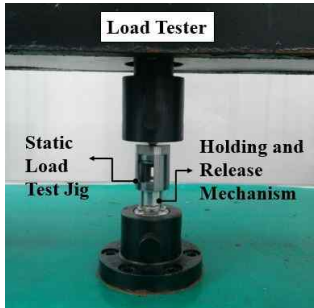


Fig. 11. Static Load Test Set-up Configuration

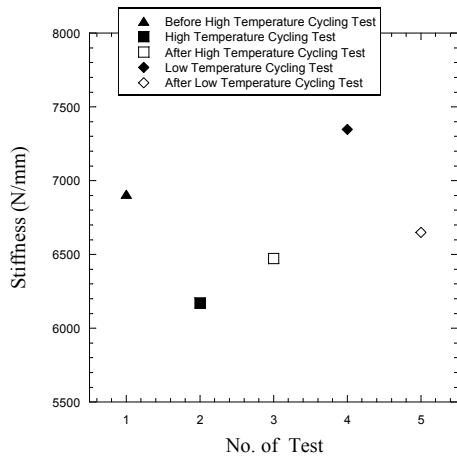


Fig. 12. Measured Stiffness Value under Qualification Temperature

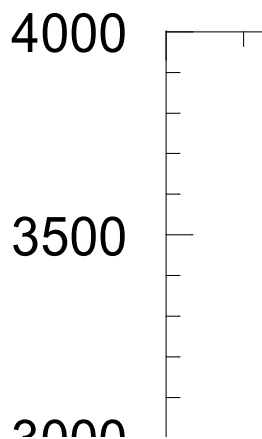


Fig. 13. Allowable Axial Force of Mechanism

단시험 결과로 분리장치의 축 방향 허용하중은 약 3640N을 나타낸다.

### 2.2.3 충격레벨 측정시험

Figure 14는 본 논문에서 개발된 분리너트형 비폭발식 구속분리장치의 충격레벨 측정을 위한 시험 구성 형상이다. 분리장치 근접 바닥면이

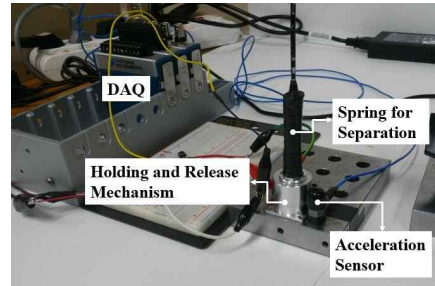


Fig. 14. Shock Test Set-up Configuration

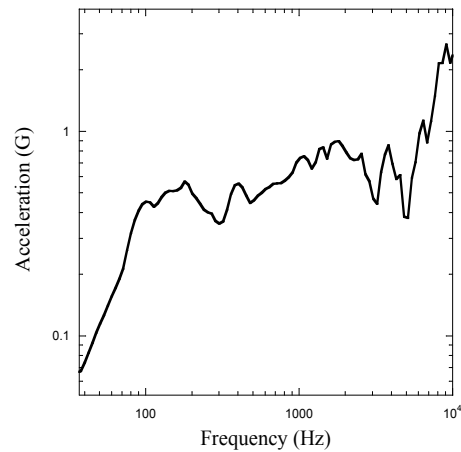


Fig. 15. Shock Response Spectrum

속도센서 (PCM piezotronics Inc., 352C03)를 부착하여 분리장치 작동 시 발생하는 충격을 측정하였다. Figure 15은 충격시험 시 측정된 가속도 프로파일로부터 도출된 SRS (Shock Response Spectrum)로 Max. SRS ( $Q=10$ )는 약 2.65G가 측정됨을 알 수 있으며, 발생 충격은 분리장치의 체결분리 시 분리너트 내부 분리스프링의 복원력으로 인한 분리너트와 외부케이스의 충격으로 판단된다. 상기의 결과를 토대로 분리장치 설계가 의도한대로 저충격에 높은 체결력 구현이 가능함을 확인하였다.

Table 1은 상기의 시험결과를 토대로 도출된 분리너트형 비폭발식 구속분리장치의 성능재원을 나타낸다. 본 연구에서 개발한 분리장치와의 비교 위한 TiNi Aerospace사의 형상기억합금을 이용한 볼트 파단형 분리장치(FC2 Model)의 경우, 축 방향 허용하중이 2224N, 충격레벨은 SRS Max. 2000G로 본 분리장치와 유사한 구속력임에도 불구하고 볼트 파단시 축적된 에너지 방출에 따라 수반되는 충격이 존재하여 큰 충격저감 효과를 기대하기 힘들며 고가의 장비여서 저가 개발이 요구되는 큐브위성에 적용하기에는 한계가 존재함을 알 수 있다.

**Table 1. Holding and Release Mechanism Specification**

Volume	16mm×15mm×15mm
Mass	19.6 g
Max. Allowable Axial force	3640 N
Release Time	< 6 sec (at -20℃)
SRS Max.	2.65 G
Input Power	6 W
Operating Temperature	-20℃ ~ 50 ℃
Operating Method	Heating Wire Cutting

### III. 결 론

본 논문에서 제안한 분리너트형 비폭발식 구속분리장치는 기존 분리장치의 낮은 체결력, 시스템의 복잡성, 신뢰도 저하의 문제점을 해결하기 위하여 체결선을 이용한 구속너트와 구속볼트를 이용하여 강한 체결력으로 발사 시 구조건전성 확보가 가능하고, 열선에 의한 나일론 절단방식을 이용한 비폭발식 분리방식을 적용하여 위성이 궤도진입 후 분리 시 수반되는 충격 최소화가 가능하다. 기능 검증을 목적으로 실시된 분리장치 EM의 기능시험 결과를 토대로 분리장치 QM을 설계 및 제작하여 동작 기능시험, 정하중시험 그리고 충격레벨 측정시험을 실시하였다. 인증시험 온도범위에서의 분리장치의 동작 기능시험과 정하중시험을 실시하여 설계의 유효성을 입증하였으며, 충격레벨 측정시험을 통하여 설계가 의도한대로 저충격 구현이 가능함을 확인하였다. 향후 구속분리장치를 위성 구조체에 결합하여 진동시험을 수행하고 FM (Flight Model)으로의 적용 가능성을 입증할 예정이다.

### References

1) K. L. Hwang, M. I. Min, B. Y. Moon and Y. K. Chang "Mechanical System Design and Development of the HAUSAT-1 Pico-Satellite" J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 32, No. 9, 2004, pp. 103-113.

2) H. S. Seo, J. H. Lee, S. H. Kim, K. W. Kim, C. H. Kim, J. H. Lim, S. W. Kim, S. H. Kim, D. S. Hwang, J. W. Lee and E. S. Han "Analysis On Nano or Pico-Satellite System

Design Technologies" J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference, May. 2012, pp. 1033-1036.

3) K. Konoue and S. Matunaga "A Development Summary of CUTE-I: Titech CubeSat 2001" Proc. the 45th Space Sciences and Technology Conference, Hamamatsu, Japan, October, 2001, pp. 801-806.

4) S. H. Kim, J. Y. Kim, T. Y. Kong, J. H. Park and I. S. Jung "Design and Manufacturing Process of Nano-Satellite SNUSAT-1 Prototype" J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference, April, 2012, pp. 1093-1096.

5) Y. S. Lee, H. Jin, J. H. Sun, K. H. Kim, D. H. Lee, David Glaser, Robert. P. Lin "Mechanical Design of STEIN for Kyung Hee CINEMA" J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference, April, 2010, pp. 467-470.

6) Berment, L.J, and Schimmel, M.L., "A Manual for Pyrotechnic Design, Development and Qualification", NASA TM 110172, June, 1995.

7) J. H. Lim, K. W. Kim, S. W. Kim, C. H. Lee, J. H. Lee and D. S. Hwang "Non-Explosive Actuator Technology for Satellite Applications" Korea Aerospace Research Institute Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol.7, No.1, 2008, pp. 97-104.

8) 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. "A Development Summary of CUTE-I: Titech CubeSat 2001," Proc. the 45th Space Sciences and Technology Conference, Hamamatsu, 01-3D1, October, 2001, pp. 801-806

9) <http://www.gomspace.com>

10) H. U. Oh and S. H. Jeon "Functional Verification of Engineering Model of Non-explosive Shockless Holding and Release Mechanism Using Heating Wire Cutting Method" The Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 23, No. 5, 2013, pp. 401-406.