技術論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(2), 150-155(2013)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.2.150

다양한 사전하중에 적용할 수 있는 Ni-Cr wire와 Kevlar rope를 이용한 위성 분리장치

황현수, 김병규*, 장영근

The compatible non-explosive separation device for various pre-loads using the Ni-Cr wire and Kevlar rope

Hyun-Su Hwang, Byung-Kyu Kim* and Young-Keun Jang
Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

ABSTRACT

We present a kevlar rope based Non-Explosive Actuator(NEA) device which has simple structure and is activated by burning Ni-Cr wire. Through performance test, we find it can be operated under various pre-load by simply changing turn number of Ni-Cr wire. It shows release time of 680ms and shock level of 110G under pre-load of 6.0kN. Launching environment and space environment tests are planned to verify performance of the NEA based on European Satellite Agency test manual. Conclusively, we expect the proposed NEA can be applicable to release solar panel and fairing separation.

초 록

본 논문에서는 기존의 복잡한 구조를 가지는 비폭발식 분리장치를 단순화시켜 니크롬 와이어와 케블라 로프를 이용한 새로운 개념의 비폭발식 분리 메커니즘을 설계/제작하고 기초성능 평가(사전하중, 분리시간, 충격 실험 등)를 위한 실험을 수행하였다. 그 결과 니크롬 와이어의 회전횟수에 따라 다양한 사전하중 하에서 작동이 가능한 것을 확인하였고, 최대 6.0kN의 사전하중 하에서 110G의 충격을 발생시키며 680ms의 짧은 시간에 분리되는 것을 확인하여 제안된 분리장치의 유용성을 확인하였다. 추후 발사환경 및 우주환경 시험을 통하여 제안된 분리장치의 우주인증을 수행하고 다양한 사전하중에서 작동 신뢰도를 확보하여 태양 전지 패널의 전개뿐만이 아니라 페어링 분리 등 다양한 용도에 사용이 가능하도록 개발하고자 한다.

Key Words : Non-explosive(비폭발), Separation device(분리장치), Solar array panel(태양전지패널), Nano/Micro satellite(나노/마이크로 위성)

Ⅰ. 서 론

미소전자기계시스템(MEMS) 기술의 발전으로 전기전자 부품의 소형화와 집적화가 이루어져 나노 위성과 마이크로 위성의 개발이 진행되고 있다. 또한 소형위성은 기존의 중대형 위성에 비해 발사비용 절감효과가 높다는 장점을 가지기 때문에 세계적으로 나노/마이크로 위성의 개발

† Received: September 4, 2012 Accepted: January 31, 2013
* Corresponding author, E-mail : bkim@kau.ac.kr
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

Table 1. Performance requirements

Response time	< 1 sec
Preload	6.0 kN
Shock output	< 1000G
Power Consumption	< 50W
Reusable	Yes

이 점차 확대되고 있다. 일반적으로 기존의 중대형 위성에 사용되는 폭발식 분리장치는 작동 시 큰 충격을 발생시켜 전자장비의 오작동을 일으킬 수 있다. 또한 화학 물질 연소 후에 생겨나는 오염 물질들이 카메라 같은 광학 장치에 영향을 줄 수 있는 문제점을 가지고 있다[1]. 따라서 작은 공간에 부품들이 집약되어있는 나노/마이크로 위성에는 큰 충격이 발생되는 폭발식 분리장치의 사용은 적합하지 않다. 1999년 Mightysat I 위성에 SMA(Shape Memory Alloy)를 이용한 비폭발식 분리장치의 사용을 시작으로 Startsys社가 개발한 SMA를 이용한 QWKNUT 분리장치와 NEA Electronics社의 Linkwire 방식을 이용한 9101 분리장치 등, 나노/마이크로 위성에 적합한 저충격 비폭발식 분리장치의 연구개발이 유럽[2]과 미국[3]을 중심으로 전 세계적으로 진행되고 있다. 하지만 고하중을 견디기 위한 비폭발식 분리장치는 폭발식 분리장치에 비해 기계부품이 많이 포함되기 때문에 구조적으로 복잡하다[4]. 이러한 복잡한 메커니즘을 가지는 장치들은 오작동이 일어날 가능성이 현저히 높게 나타나기 때문에 신뢰성을 가지기 위해서는 많은 실험과 설계 요건들에 대한 고려가 필요하다[5].

본 연구에서는 Table 1과 같은 최소 성능 요구조건을 만족하며 고 사전하중 하에서 사용가능하고 높은 신뢰성을 구현할 수 있는 단순한 구조의 신개념 분리장치를 설계/제작 하였다. 그리고 우주 인증을 위한 기초실험으로 다양한 사전하중 하에서의 분리시간 측정 및 충격 실험을 수행하여 본 장치에 대한 성능을 입증하여 유용성을 보여 주었다.

II. 본 론

2.1 구조 및 작동원리

위성에 사용되는 분리장치는 미션에 따른 목표 시간 또는 고도까지 안정적으로 체결력을 유지해야한다.

또한 목표 궤도에 도달 시 일정 시간 내에 위성 내 타 장치 및 구조물에 손상을 주지 않고 분리가 이루어져야한다. 위와 같은 안정적인 체결과 작동을 위하여 제안된 분리장치는 케블라 로프와 니크롬 와이어를 이용한 메커니즘을 이용하여 설계하였다. 또한 우주 제품의 민감한 특성인 무게를 고려하여 기계적인 요소를 최소화하여 기존 분리장치보다 무게를 감소 시켰다. 기계적 요소를 최소화함으로써 Fig. 1과 같은 하중전달의 단순화가 가능해졌다. 따라서 발생할 수 있는 오작동을 줄일 수 있어 장치 신뢰도를 증가 시킬 수 있다. 제안된 분리장치는 Fig. 2와 같이 상부에는 케블라 로프의 인장력을 조절하기 위한 텐션 아답터(Tension Adaptor)와 분리볼, 그리고 분리볼을 구속시켜주는 홀더로 구성이 되어있다. 그리고 하부는 분리핀을 구속시키는 다수의 메인볼과 각 메인볼을 체결시켜주는 케블라 로프로 구성되어있다.

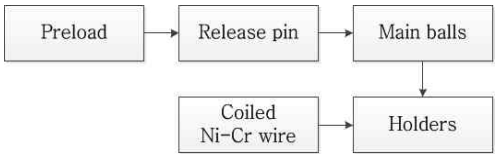

Fig. 1. Force flow diagram

세 개로 나누어져 있는 홀더 파트는 니크롬 와이어에 의해 결합되어 트리거 역할을 한다. 제안된 분리장치의 작동원리는 Fig. 3과 같이 나타낼 수 있다. 케블라 로프와 연결되어 있는 분리

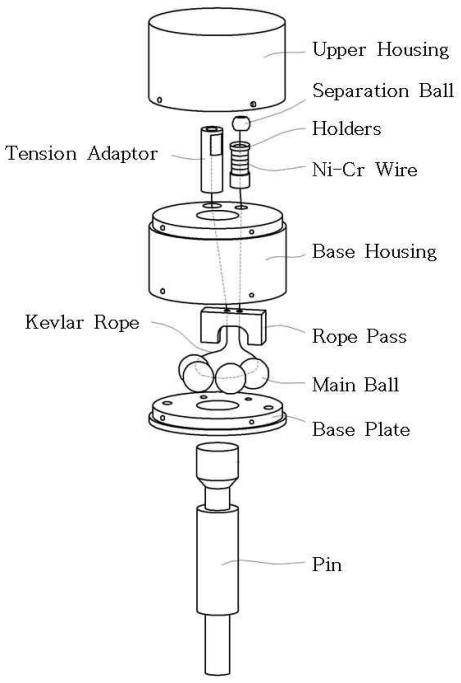

Fig. 2. Product diagram

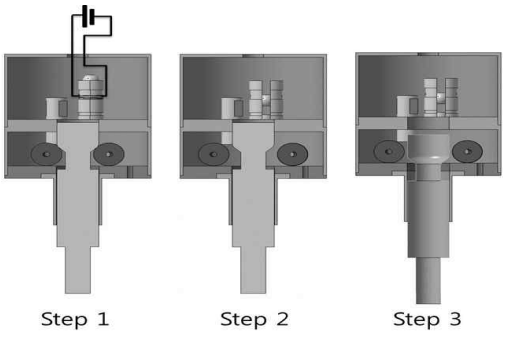

Fig. 3. Separation sequence

볼(Separation ball)을 Fig. 3의 Step 1과 같이 니크롬선에 의해 결합된 홀더 안을 통과시켜 분리핀을 구속시킨다. 그리고 분리시에는 니크롬 와이어를 절단시켜 Fig. 3의 Step 2와 같이 홀더의 구속력을 해제시킨다. 홀더에 의해 구속되었던 분리볼이 아래로 이동하게 됨으로써 분리볼과 연결되어있던 케블러 로프에 작용하는 장력이 풀리게 되어 Step 3과 같이 분리핀의 체결이 풀리게 된다.

2.2 사전하중 계산

본 장치는 다수의 홀더 파트에 감겨져있는 니크롬선이 케블라 로프를 통하여 전달되는 하중을 최종적으로 감당한다.

한 가닥의 니크롬선이 견딜 수 있는 최대 하중이 제한적이기 때문에 안정적인 구속을 위해서는 니크롬선의 감는 횟수에 따라 견딜 수 있는 최대 하중에 대한 계산이 필요하다.

각 메인볼에 작용하는 반경방향의 힘은 Fig. 4와 같이 분리핀과 메인볼의 개수와 접촉각에 따라 달라지며 관련식은 식(1)과 같다.

$$F_{ball} = \frac{P_{preload} \times [\cos\theta_1 - (\mu_2 \times \sin\theta_1)]}{[n_{ball} \times \sin\theta_1 + (\mu_1 \times \cos\theta_1)]} \quad (1)$$

식(1)에서 구해진 각각의 볼에서 발생하는 반경 방향으로 작용하는 힘 F_{ball}은 식(2)와 같이 케블라 로프의 장력(T_{rope})으로 작용된다.

$$T_{rope} = (F_{ball} \times n_{ball})/2 \quad (2)$$

로프의 장력(T_{rope})은 Fig. 5와 같이 분리볼과 홀더의 접촉각 θ_3에 의해 F_{holder}로 작용하며 그 식은 식(3)과 같다.

$$F_{holder} = \frac{T_{rope} \times \cos\theta_3}{n_{holders} \times [\sin\theta_3 + (\mu_3 \times \cos\theta_3)]} \quad (3)$$

$$P_{ult} = n_w \times P_n \quad (4)$$

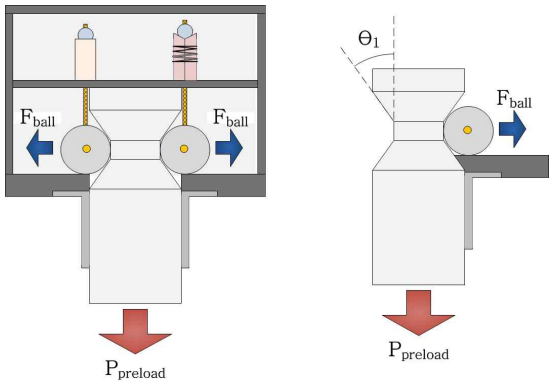

Fig. 4. Schematic diagram at bottom

Table 2. Design parameters

변수	단위	값	설명
F_{ball}	[kgf]	-	볼에서 발생하는 반경방향 힘
F_{holder}	[kgf]	-	홀더에서 발생하는 반경방향 힘
T_{rope}	[kgf]	-	케블라 로프 장력
$P_{preload}$	[kgf]	-	분리핀에 작용하는 사전하중
n_{ball}	[ea]	4	메인볼 개수
n_{holder}	[ea]	3	홀더 개수
θ_1	[°]	45	분리핀 챔버각
θ_2	[°]	120	각 메인 볼의 각도
θ_3	[°]	60	홀더 챔버각
μ_1	-	0.3	재료간 마찰 계수 (분리핀-메인볼)
μ_2	-		재료간 마찰 계수 (메인볼-Base Plate)
μ_3	-		재료간 마찰 계수 (분리볼-홀더)

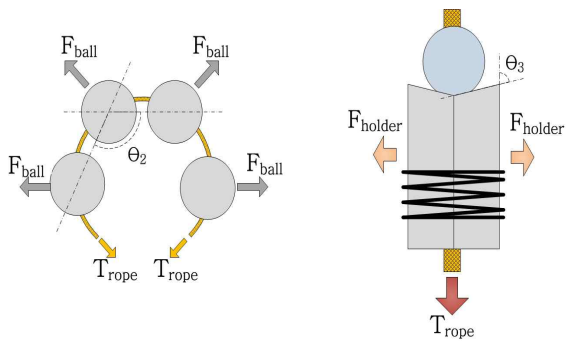

Fig. 5. Schematic Diagram at main ball and trigger parts

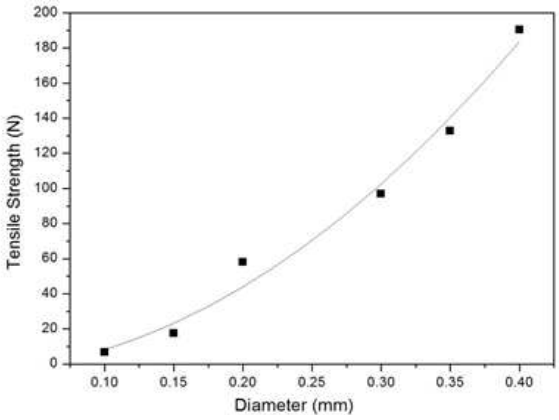

Fig. 6. Maximum tensile strength acrroding to nichrome diameter (Nilaco社)

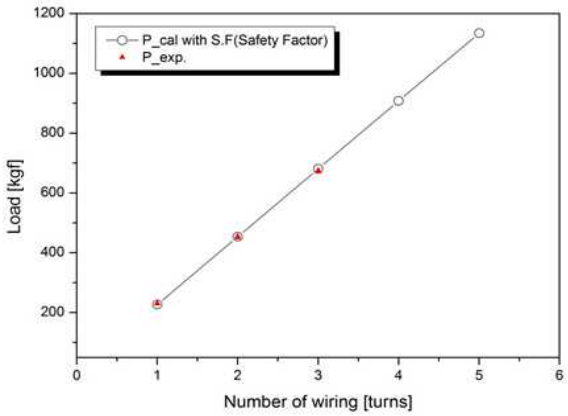

Fig. 7. Calculated durable preload according to number of nichrome wire coiling (Nilaco社 Ni-Cr wire Φ=0.3mm)

니크롬선이 견디는 힘(P_{ult})은 식(4)와 같이 니크롬 와이어가 감긴 횟수(n_w)와 한 가닥의 니크롬 와이어가 견딜 수 있는 최대 인장 하중(P_n)의 곱으로 나타낼 수 있다. Fig. 6은 지름에 따른 니크롬선 한 가닥이 견딜 수 있는 최대 인장하중을 나타내며, P_{ult}이 홀더에서 발생하는 반경방향의 힘(F_{holder})보다 클 때 안정적인 구속이 가능하다. 따라서 P_{ult}가 F_{holder}보다 크기 위해서는 다수의 니크롬선이 감겨야하며 니크롬선의 감는 횟수로 최대 사전 하중을 조절할 수 있다. Table 2의 설계 변수값을 이용하여 계산하면 Fig. 7과 같이 니크롬선의 감는 횟수에 따른 허용 가능한 사전 하중값을 구할 수 있다. 실험결과, 계산되어진 예측값과 실험값은 10% 이하의 오차 값으로 본 분리장치의 작동이 원활하게 이루어지는 것을 확인하였다.

2.3 성능 테스트

2.3.1 최대 사전하중 테스트

분리장치는 위성 부속물에 작용하는 외부 힘으로부터 발생되는 사전하중을 견디고 체결력을 유지하고 있다가 원하는 시간 또는 고도에서 핀을 분리시켜 부속물을 전개 시켜야한다.

최대 사전하중 테스트를 위한 실험 장치는 Fig. 8와 같이 구성되어 있으며 너트를 회전시켜 스프링의 압축력을 조절함으로써 다양한 사전하중을 발생시킨다. 실험 결과 니크롬 와이어를 3번 감은 분리장치의 최대 사전하중(Allowed load)은 6.0kN으로 측정되었다. 이 결과를 이용하여 발사 경험식을 이용한 준정적 하중 계산을 통하여, 제안된 분리장치가 일정 가속력이 발생할 때 유지할 수 있는 최대 질량를 유추할 수 있다. 위성 질량(m)과 준정적 가속도(*a*)에 대한 경험식은 식(5)와 같다[6].

$$a = 50/m^{0.3}[G] \tag{5}$$

예를 들어, 500kg급 위성의 무게에 의해 발생하는 준정적 가속도는 7.75g가 발생하며, 안전설계를 위한 준정적 가속도의 안전계수를 1.5로 하였을 때 11.62g의 준정적 가속도가 작용할 것으로 예상된다. 태양전지 패널의 총 질량이 15kg이라고 가정하면, 준정적가속도에 의해 분리장치에 1.708kN의 하중이 작용(Applied load)하게 된다. 예기치 않은 하중을 고려하여 안전계수(Factor of safety)를 2.0로 설정하여 제안된 장치의 안전여유(Margin of safety, M.S)는 식(6)을 이용하여 구해진다[7][8].

$$M.S = \frac{Allowed\ Load}{Applied\ Load \times Factor\ of\ safety} - 1 \tag{6}$$

따라서 제안된 분리장치는 질량 15kg의 태양전지 패널을 +0.76의 안전 여유를 가지며 체결력을 유지할 수 있는 것으로 나타났다.

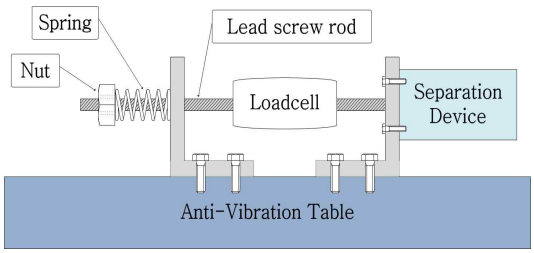

Fig. 8. Maximum preload test device diagram

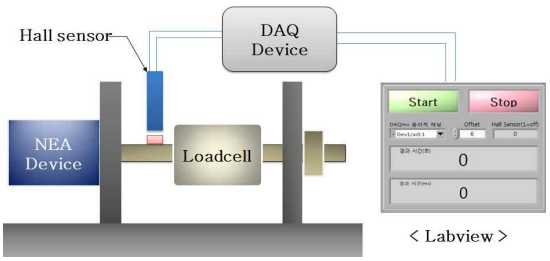

Fig. 9. Release time test device diagram

2.3.2 분리 시간 테스트

성공적인 미션 성공을 위해 우주 발사체 또는 위성 장치에서 사용되는 분리 장치는 목표 궤도에서 허용 범위 이내의 시간으로 분리가 이루어져야 한다. 일반적으로 상용화된 분리장치의 작동시간은 최소 20ms~ 10000ms으로 다양한 범위의 작동시간을 보여준다[9]. 위성의 임무와 분리장치의 용도에 따라 목표 분리시간이 다르게 나타나지만, 본 장치는 상용화된 분리장치의 평균적인 작동시간인 1000ms이하의 빠른 분리 작동시간을 목표로 실험을 진행하였다. 상용화된 분리장치 중 20ms의 짧은 분리시간을 보여주는 것을 고려하면, 순간적인 분리시간을 측정하기 위해서는 1/1000초 단위의 시간을 측정이 필요하다. 일반적으로 분리시간을 측정하기 위한 방법으로는 초고속 카메라를 이용한 프레임 계산법과 홀 센서를 이용한 측정방법이 있다. 본 연구에서는 분리시간을 측정하기 위한 장치구성은 Fig. 9와 같이 자력을 감지하는 홀센서(Hall sensor), NI-DAQ 보드, 그리고 Labview로 구성하였다. 홀센서를 이용한 시간측정 실험 장치는 홀센서에서 자력의 유무에 따라 변화되는 전압값을 DAQ 보드에서 1/1000초 마다 측정하여 분리장치의 작동 시간을 테스트 하였다. 사전하중 6.0kN에서 30분 동안 하중을 일정하게 유지하는 것을 확인하고, 50Watt(5V, 10A)의 전력을 인가하여 분리장치내의 트리거를 작동시켜 10번의 실험을 통하여 평균 642ms의 분리시간을 얻을 수 있었다.

2.3.3 충격레벨 테스트

분리장치가 작동할 때 발생하는 충격 현상은 발사체 또는 위성 부품의 오작동을 유발할 수 있기 때문에 제안된 장치에서 발생하는 충격시험이 필요하다.

충격 레벨 테스트 실험을 위한 실험 장치는 Fig. 10과 같이 300x300mm 5.0t 알루미늄 평판에 분리장치를 장착한 후 로프로 매달아 무중력 상태를 모사하였다. 알루미늄 평판 중심으로부터 60mm, 90mm,120mm 각각의 위치에 1개의 가속도센서 (Bruel & Kjaer 4514-B-001) 3개를 장착한 후, NI Labview와 DAQ 장치를 이용하여 실험한 결과 1.1kN의 사전하중 하에서 60mm의 위치에서 최대 110G가 발생하는 것을 확인하였다.

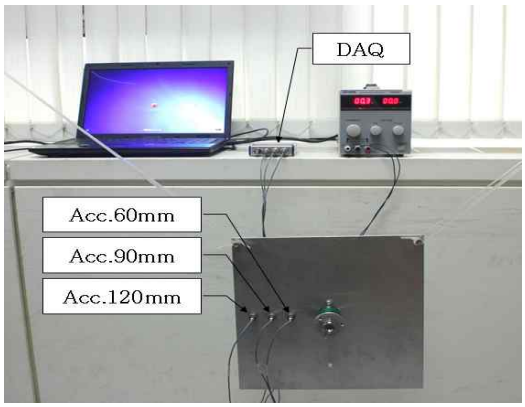

Fig. 10. Shock level test device

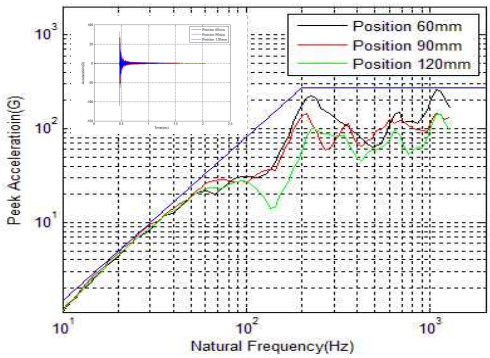

Fig. 11. Shock response spectrum and evelope(Q=10)

충격의 크기나 특성을 비교하기 위해서 측정된 가속도를 주파수 영역으로 표시하는 충격 응답 스펙트럼(Shock Response Spectrum, SRS)을 많이 사용한다. 일반적으로 가장 많이 사용하는 Q(Amplification Factor)값 10을 사용하여 Fig. 11과 같은 충격응답 스펙트럼을 구하였다. 충격 응답 스펙트럼을 둘러싸는 5.21 db/oct 의 적정 포락선을 나타낼 수 있으며, 이를 통하여 제안된 분리장치의 최종적으로 산출된 충격 시험결과는 Table 3과 같으며, 요구조건인 1000g보다 작음을 확인 할 수 있었다.

Table 3. Shock Test Result

Frequency [Hz]	10	225	1076
Acceleration	0.7g	222g	262g

Ⅲ. 결 론

본 연구에서는 다양한 사전하중에서 사용할 수 있는 간단한 구조의 비폭발식 분리장치의 설계 제작한 후 기초성능 실험을 통하여 개발 가능성을 알아보았다.

니크롬선을 이용한 트리거 방식을 사용하여 기계부품 수를 줄임으로써 간단한 구조를 가질 수 있도록 하여 작동 신뢰도를 높였다. 또한, 니크롬선의 감기는 횟수가 증가함에 따라 허용 가능한 사전하중이 커지는 것을 이론적인 해석값과 반복시험을 통해 확인하였다. 실험결과 이론값과 비교하여 10%이내의 오차로 작동이 이루어지는 것을 확인하였으며 최대 6.0kN의 사전하중 하에서 안정적으로 작동하는 것을 확인하였다. 분리 시에 나타나는 충격레벨은 110G로 폭발식 분리장치에 비하여 현저하게 낮게 나타났으며 다양한 사전하중에서 600~700ms 이내로 일정한 분리시간으로 빠른 작동이 이루어지는 것을 확인하였다. 하지만 니크롬선을 이용한 트리거를 작동시키기 위해 사용되는 전력이 50watt로 일반적으로 20watt이내의 전력을 소비하는 상용제품에 비해 다소 큰 전력 소비를 요구한다[9]. 추후 작은 직경의 니크롬선으로 구동이 가능한 분리메커니즘을 제안하여 보다 낮은 전력에서 작동 가능하도록 성능을 개선하고, 진동시험과 열진공시험을 통하여 장치의 작동 신뢰성을 확보하고자 한다. 또한, 반복 실험을 통한 작동 신뢰도를 높여 다양한 임무에서 사용가능하도록 장치를 최적화 하고자한다.

References

1) Fosness, E.R., Buckley, S.J., & Gammill, W.F., “Deployment and Release Devices Efforts at the Air Force Research Laboratory Space Vehicles Directorate,” AIAA Space 2001 Conference and Explosition, 2001, pp.28~30.

2) Muller J. and Anderau C., “High Load Low Shock Release Unit(30kN),” ESMATS 2009.

3) http://www.tiniaerospace.com.

4) Park, H.J., Tak, W.J. & Kim, B.K., “Shape Memory Alloy Actuator Based Non-explosive Low-shock Separation Device.“ KSAS Fall Conference, 2008, pp.1359~1364.

5) Kim K.W., Lee C.W., Jo Y.J., “Reliability Assessment of Tape Hinge Solar Array Deployment Mechanism”, The Korea society for aeronautical & space sciences (KSAS) Fall Conference, 2006, pp.611~614.

6) Jang T.S., Kim H.B. Woo S.H., “Analysis on enviromental test specifcations for solar pnanels of STSAT-2,” The Korea society for noise and vibration engineering(KSNVE) Fall Conference, 2005, pp.957~961.

7) ECSS-E-30 Part2A. ECSS Standards, 2000, pp.31

8) Hwang D.S., “Design and analysis of satellite structure,” The Korea society for aeronautical & space sciences (KSAS) Fall Conference, 1994, pp.111~p121.

9) Lim J.H., Kim K.W., Kim S.W. Lee C.H., Rhee J.H., Hwang D.S., “Non-Explosive Actuator Technology for Satellite Applications,” Korea Aerospace Research Institute(KARI), Vol.7, No.1, 2009, pp.97~104.