

論文

소형 위성용 비폭발식 저충격 분리장치

박현준*, 탁원준*, 한범구*, 곽동기*, 황재혁**, 김병규**

Non-explosive Low-shock Separation Device for small satellite

HyunJun Park*, WonJun Tak*, BumKu Han*, DongGi Kwag*,
JaiHyuk Hwang** and Byungkyu Kim**

ABSTRACT

This paper describes the development of non-explosive separation(NES) device which can be equipped on a small satellite. It comprises mechanism itself and spring-type shape memory alloy(SMA) actuator. In order to design SMA actuator properly, the necessary actuation force is measured. Based on that result, SMA actuator is designed and fabricated. Finally, SMA actuator and the proposed mechanism are integrated. In order to evaluate performance of the developed NES, we carried out a response time test, preload test and shock level test. In near future, we expect to replace the imported NES device with the developed device.

초 록

본 논문에서는 위성 본체에 장착된 태양 전지 패널을 위성으로부터 분리하기 위한 새로운 개념의 비폭발식 분리 메커니즘을 제안하였으며, 구동기로서 형상기억합금을 이용한 스프링 형상의 구동기를 채택하였다. 먼저 제안된 분리 메커니즘을 구동하기 위해서 필요한 구동력을 측정하였으며, 구동하기에 적절한 구동기를 제작하기 위하여 이론적 계산을 통하여 스프링 형상의 형상기억합금 구동기를 설계/제작 하였다.

최종적으로 분리 메커니즘과 형상기억합금 구동기를 통합하고 분리 장치의 반응속도 시험, 사전 하중(Preload) 시험, 충격시험을 통하여 검증하였다. 상기한 소형위성용 비폭발식 저충격 분리장치 개발을 통하여 그동안 사용되었던 선진국의 폭발식 분리장치를 대체할 수 있는 위성 부품의 국산화에 계기를 마련하고자 한다.

Key Words : Shape Memory Alloy Actuator(형상기억합금구동기), Small Satellite(소형위성), Non-explosive(비폭발식), Low-shock(저충격), Separation Device(분리장치)

1. 서 론

최근 급속한 나노공학 기술의 발달은 중·대형위성의 기능을 가진 소형위성을 만들 수 있게 해주었다. 이러한 소형위성은 비용 대비 효율성

면에서 기존의 중·대형 위성에 비해 큰 장점을 가지고 있어, 전 세계적으로 많은 연구 및 개발이 진행되고 있으며 우리나라 또한 소형위성 및 위성용 부품의 국산화를 위해 많은 연구와 개발이 이루어지고 있다. 소형 위성은 약 500 kg 이하의 위성을 말하는데, 이와 같이 위성의 크기가 소형화됨에 따라 내부의 장비들은 더욱더 고밀도화 되었고, 이로 인하여 진동이나 충격에 민감하게 되었다. 기존에 중·대형위성에서 태양 전지판 전개 및 각종 장비의 분리에 사용되었던 폭

† 2009년 2월 13일 접수 ~ 2009년 4월 10일 심사완료

* 정희원, 한국항공대학교 항공우주기계공학과 대학원

** 정희원, 한국항공대학교 항공우주기계공학과

교신저자, E-mail : bkim@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

발식 장치(Pyrotechnic device)는 큰 진동과 충격을 유발할 뿐만 아니라 각종 오염물로 인하여 위성에 치명적인 손상을 줄 수 있기 때문에 이와 같은 소형위성에는 적합하지 않다[1].

이에 따라 본 논문에서는 형상기억합금(SMA)을 사용하여 구동되는 저진동, 저충격 비폭발식 소형위성용 분리장치의 디자인을 고안하였고, 성능평가를 위하여 위성 분리장치에 가장 중요한 요소들인 준정적 하중시험과 분리충격시험 그리고 작동시간시험을 수행하였다.

II. 본 론

2.1 구조 및 각부 기능

제안된 비폭발식 저충격 분리장치(Fig. 1)는 작동시키기 전까지는 높은 체결력으로 분리체를 안정적으로 고정시켜주고, 작동을 시키면 최소의 충격으로 위성 및 분리체 양쪽 모두에 손상 없이 확실하게 분리 동작을 수행할 수 있도록 설계하였다.

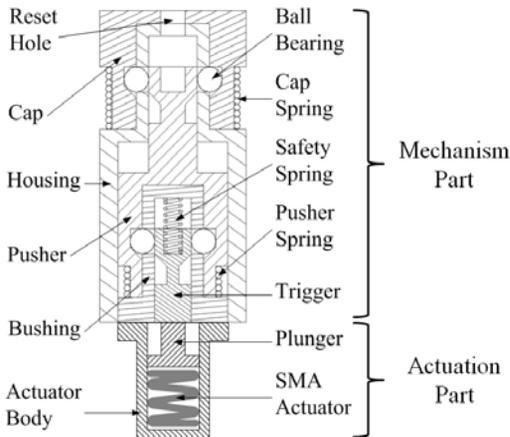


Fig. 1. Structure of Non-explosive separation device

2.2 작동 원리

위성용 분리장치의 주목적은 임무 전까지는 본체와 분리체를 안정적으로 체결해줘야 하며, 임무 수행 시에는 확실하게 분리체를 본체에서 분리시켜주는 것이다. 또한 분리장치가 작동할 때 충격이 작게 발생하여 위성에 영향을 적게 주어야 하며, 작은 변위와 힘으로도 높은 체결력을 풀어줄 수 있어야 한다. 이러한 조건들을 충족시키기 위해 Fig. 2와 같은 작동원리로 비폭발식 저충격 분리장치를 개발하였다[2].

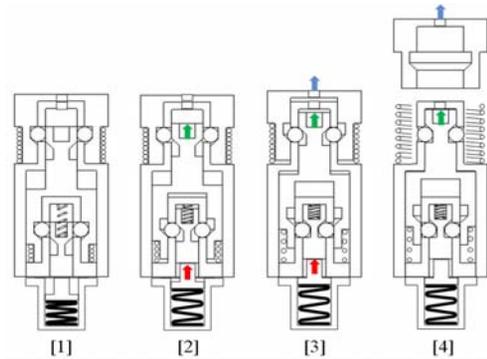


Fig. 2. Principle of Non-explosive separation device

- (1) 분리장치의 초기상태 또는 체결상태이며, 이 상태에서는 안전스프링이 트리거가 위로 밀리지 않게 밀어줌으로써 외부 충격 및 진동을 견디면서 높은 체결력으로 위성본체와 분리체를 체결시켜준다.
- (2) 분리장치를 작동시키기 위해 형상기억합금 구동기를 작동시켜서 플런저를 위로 밀어주면, 트리거도 안전스프링을 압축시키며 위로 올라가고 트리거의 홈이 부싱의 구멍으로 접근함과 동시에 푸셔스프링의 복원력으로 인해 푸셔가 올라가면서 푸셔의 아래 홈의 경사면에 밀려서 아래쪽 강구들은 푸셔의 아래 홈에서 부싱의 구멍을 지나서 트리거의 홈으로 이동하며 아래쪽 강구에 의한 푸셔의 구속풀림이 멈춤 없이 진행된다.
- (3) 푸셔의 아래 홈에 있던 강구들이 트리거 홈으로 완전히 이동하면서 푸셔는 위쪽으로 밀려 올라가며 푸셔의 위쪽 홈이 하우징의 구멍으로 접근함과 동시에 캡스프링의 복원력으로 인해 캡이 분리되면서 캡 홈의 경사면에 밀려서 위쪽 강구들은 하우징의 구멍을 지나서 푸셔의 위쪽 홈으로 이동하며 위쪽 강구에 의한 캡의 구속풀림이 멈춤 없이 진행된다.
- (4) 캡의 홈에 있던 강구들이 푸셔의 위쪽 홈으로 완전히 이동하면서 캡은 분리되고 위성본체와 분리체 또한 분리되며 동작이 완료되는 분리 상태가 된다.

2.3 분리장치의 기구부와 구동부 설계

고안된 분리장치는 크게 기구부와 구동부로 나누어 질 수 있고, 다음과 같이 설계하였다.

2.3.1 분리장치의 기구부 제작

Fig. 3과 같이 스틸과 알루미늄 등의 재료를 이용해서 외경 12mm, 길이 35mm, 중량 18.1g의

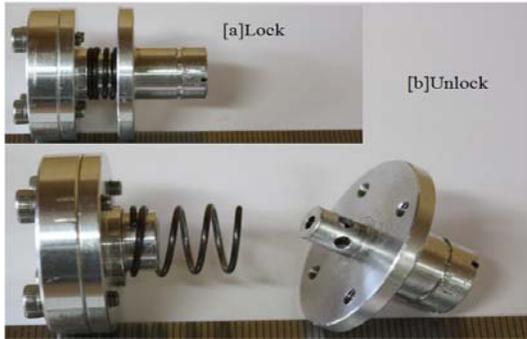


Fig. 3. External shape of Non-explosive separation device

Table 1. 비폭발식 저충격 분리장치의 재원

Name	Dimension(mm)		Material
	A	B	
Housing	D : 12	L : 25	Aluminium
Cap	D : 12	L : 10	Aluminium
Pusher	D : 9.9	L : 19	Steel
Bushing	D : 9.9	L : 12	Aluminium
Trigger	D : 3.9	L : 7	Aluminium
Cap	W.D: 0.5	L : 16	Spring
Spring	O.D: 12	N : 4	Steel
Pusher	W.D: 0.3	L : 12	Spring
Spring	O.D: 9.9	N : 6	Steel
Ball Bearing	D : 2		Bearing Steel

D : Diameter , L : Length,
W.D : Wire Diameter , O.D : Outer Diameter
N : The Number of Active Turns

분리장치를 제작하였다. 성능 시험을 위하여 분리장치의 캡은 사전 하중 발생기(Preload generator)와 로드셀(Load-cell) 장착이 가능하도록 외경 30mm로 설계하여 4개의 구멍을 뚫어 각 장치를 결속 하였다. 분리장치의 덮개(Housing)역시 분리 충격 시험 시 알루미늄 패널에 고정하기 위하여 같은 방법으로 제작 하였다. 각 부품들의 재원은 Table. 1과 같다

2.3.2 분리장치의 구동부 제작

기구부를 동작시키기 위한 구동부 제작에 앞서, 먼저 완성된 분리장치의 기구부가 작동하기 위해서 필요한 힘의 크기와 구동부의 변위를 측정 한 결과 2mm의 변위에 266.83gf가 필요한 것으로 측정되었다. 안전 계수를 고려하여 기구부를 작동시키기 위해 필요한 구동부의 변위와 힘

은 5mm와 550gf로 설정하여 구동부에 필요한 SMA스프링을 제작하였다. JAMECO Electronic 사[3]의 형상기억합금 제품 중에서 선경이 약 0.5mm인 형상기억합금을 이용하여 5mm 변위에서 힘이 550gf 이상 나올 수 있도록 다음과 같은 관계식을 이용하여 구동기를 설계하였다[4].

$$d = \sqrt{\frac{8Wpc}{\pi T_c}} \tag{1}$$

$$n = \frac{d \times S}{\pi D \Delta\gamma} \tag{2}$$

여기서 : $c = \frac{D}{d} = 5$

$$W = \frac{4 \times c - 1}{4 \times c - 4} + \frac{0.615}{c} = 1.3105$$

$$T_c = 140MPa$$

$$\Delta\gamma = 0.0082$$

(1)과 (2)식을 연립하여 p에 대한 식으로 쓰면,

$$p = \left(\frac{(n)(\pi)(D)^2(\Delta\gamma)}{S} \right)^2 \times \frac{(\pi)(T_c)}{(8)(W)(c)}$$

$$= \left(\frac{25 \times \pi \times 2.5^2 \times 0.082}{5} \right)^2 \times \frac{\pi \times 140}{8 \times 1.3105 \times 5}$$

$$= 5.43N$$

위 식을 사용하면 권선 수를 25회로 하였을 때, 5mm의 변위에서 5.43N(550gf)이 스프링에 의하여 생성됨을 알 수 있다.

따라서 제작된 SMA 구동기는 24mm의 길이로 제작되어, 최대 압축 시 14mm의 길이를 갖고, 19mm의 길이에서 5.43N(550gf)의 힘을 발생하도록 하였다.

3. 분리장치의 성능 시험

현재 개발 중인 비폭발식 분리장치는 신뢰성을 입증할 수 있도록 성능에 대한 시험이 필요하다. 위성에 장착하여 우주에서 사용하기 위해서는 분리장치가 작동할 수 있는 하중 및 극한 하중, 발사 환경에 따른 진동에 대한 공진 주파수, 실제 우주 환경인 열, 진공 주기에 대한 분리장치의 내구성 평가 등이 필요하다. 본 논문에서는 이 중, 분리장치의 성능 평가에 중요한 요소인 준정적 하중시험과 분리충격시험 그리고 작동시간시험을 수행하였다.

3.1 하중시험(Axial Load Test)

분리장치의 하중이란 위성 본체와 분리체 사이에 최대한 결속시킬 수 있는 결속력을 말한다. 이러한 결속력을 측정하기 위한 새로운 인장 실험 장치를 제작 하였다. 분리장치 본체를 고정시

킨 후 일정한 힘으로 분리장치의 분리체인 캡(Fig. 1)을 당겨 주어야 하므로 선형 운동 장치가 필요 하다.

3.1.1 하중조건 설정

분리장치의 체결력을 측정하기 위하여 가장 먼저 계산되어야 할 것은 실제 위성체가 받는 최대 인장력을 구하는 것이다. 위성체 개발단계에 있어서 분리장치가 허용할 수 있는 최대 인장력은 발사 환경에 따른 준정적 하중을 따른다. 준정적 하중은 위성의 무게중심에 대해 가해지는 가속도 하중이므로 위성의 형상에 따라 각 부품에 걸리는 하중은 다르게 된다.

즉, 위성의 크기별, 태양 전지판이 접히는 횟수별로 분리장치의 크기와 모양에 따라 감당해야 할 하중이 바뀌므로 정형화된 규격이 존재하지 않는다.

준정적 하중은 기존의 위성 발사시험을 통해 경험적으로 얻어진 설계지침으로서 질량(m)-준정적 가속도(a)와의 관계는 다음 식(3)과 같다[5].

$$a = 50/m^{0.3}[G] \quad (3)$$

위 식에 따라서 질량이 5kg인 태양전지판을 가정할 때, 태양전지판에 걸리는 준정적 가속도는 31G이며, 이 때 준정적 하중은 1519N이다. 이 판재가 4개소에서 지지된다고 가정하면 1개소에 걸리는 최대하중은 379.75N으로 생각 할 수 있다. 이는 38.75kgf로써, 본 논문에서는 위의 태양전지판 모델을 가정하여 분리장치의 사전 하중 시험을 실시 하였다.

위의 값은 태양전지판의 무게, 안전계수, 지지소 등 많은 부분을 가정을 통하여 구한 값이기 때문에 실제 분리장치가 적용되는 위성에 따라 차이를 보이게 된다. 현재 개발 중인 분리장치는 각 하중 요구조건에 따르도록 단계적으로 개발할 예정이다.

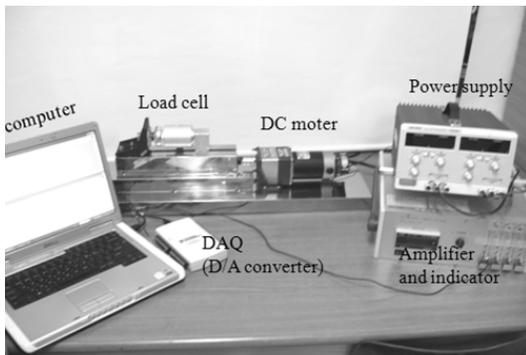


Fig. 4. Load test setup configuration

3.1.2 분리장치의 사전 하중(Preload) 시험 결과

인장시험은 모터의 정격인 24V, 25W에서 진행되었다. 처음부터 44kgf까지 5단계로 각 단계별로 5초 동안 정지를 하여 분리장치가 각 하중조건에 대한 내구성을 측정하였다. 인장 시험의 결과는 Fig. 5와 같다.

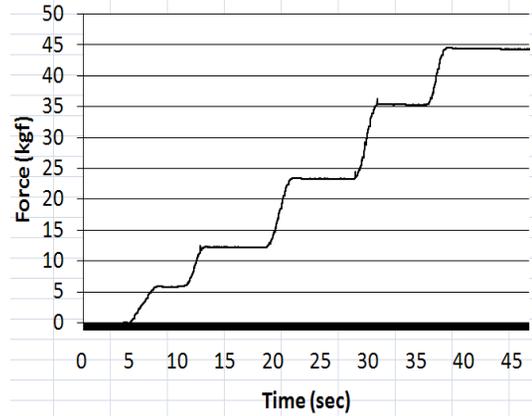


Fig. 5. Preload test

3.2 분리장치의 분리충격시험

비폭발식 저충격 분리장치가 고안된 가장 큰 계기는 분리시 충격이 적다는 점이다. 이번 기능 시험에서 분리장치가 작동 시 위성 본체에 전달되는 충격을 측정 하였다.

3.2.1 사전 하중 발생기 (Preload generator)

분리장치의 분리시 충격을 측정하기 위해서 실제 위성이 분리 될 때의 환경을 모사하기 위하여 태양 전지판의 무게에 따른 하중으로 사전 하중(Preload)을 설정 한 후 작동을 시켜야 한다. 이러한 사전 하중을 발생시키기 위하여 일반적으로 부가질량(Dummy mass)을 매다는 방법이 일반적이거나, 중력에 의한 모멘트를 줄이고, 사전하중의 가변성을 쉽게 하기 위하여 간편하게 사전 하중을 설정 할 수 있는 장치의 개발이 필요하다. 이를 위하여 간단한 작용 반작용의 원리를 이용한 사전 하중 발생기(Preload generator)를 제작 하였다. Fig. 6은 사전 하중 발생기의 개념 설계를 나타낸다[6].

3.2.2 분리충격시험장치의 구성

분리장치의 고유 임무인 태양전지판을 분리할 때 무중력 상태인 우주 환경을 겪게 된다. 임무 시, 우주에서 강체 운동(Rigid Body Motion)을 고려하여 위성 패넬을 번지 케이블 (Bungee

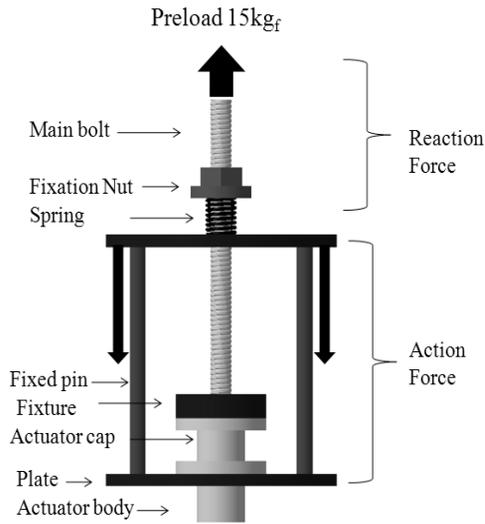


Fig. 6. Design concept of Preload generator

Cable)에 중력 방향으로 매달아서 시험환경을 모사 하였고 인공위성의 패널은 0.5×0.5m의 크기를 갖는 6mm 두께의 알루미늄 판으로 모사 하였다. 사전 하중 생성기를 이용하여 사전 하중은 15kgf로 설정하였다. 충격시험의 경우 가속도계에 무리가 가지 않게 하기 위하여, 충격원으로부터 가장 멀리 떨어진 12cm지점을 시작으로 각 3cm씩 Pos1, 2 and 3에 대한 분리충격 시험을 Fig. 7과 같은 실험 장치를 이용하여 실시하였다. Fig. 8은 알루미늄 판에 대한 실험장치구성을 나타낸다.

알루미늄 판에 분리장치를 장착 하고 사전 하중을 15kgf로 가한 후 트리거를 작동 시키면 사전 하중 생성기와 분리장치 캡은 모두 분리 된다. 분리장치가 작동 되면서 알루미늄 판은 반작용에 의하여 z방향으로 충격을 받은 후 진동은 감쇠 된다[7].

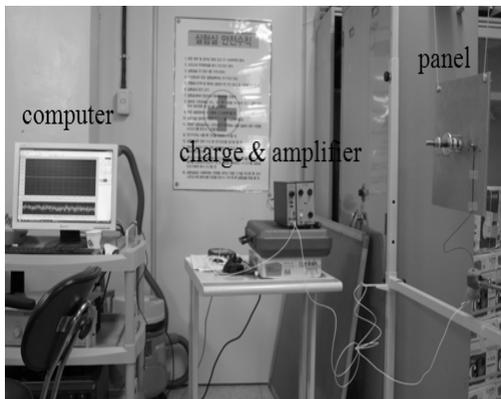


Fig. 7. Shock test setup configuration

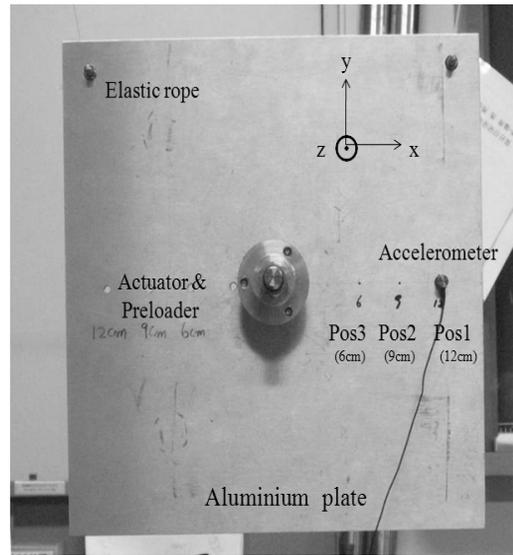


Fig. 8. Shock measurement setup on panel



Fig. 9. Shock test Video sequence

3.2.2 분리장치의 분리 충격시험 결과

일반적으로 폭발식 분리장치가 1000G이상의 큰 충격을 발생시키고, 비폭발식 분리장치의 충격요구수준이 500G이하인 점을 고려할 때,[1] 고안된 분리장치의 충격 발생량이 매우 작다는 것을 알 수 있었다. Fig. 10은 각 위치에서 나타난 충격 발생량을 구분하기 위해 측정된 각각의 충격량을 한 그래프에 표시하였다.

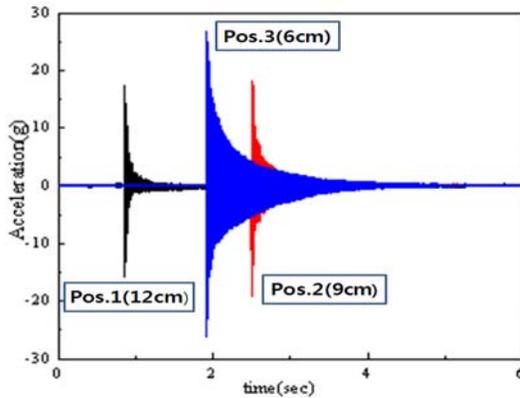


Fig. 10. Shock response on position 1, 2 and 3

Table 3. Maximum acceleration data at each position

Position	Pos1 (12cm form Shock source)	Pos2 (9cm form Shock source)	Pos3 (6cm form Shock source)
Maximum Acceleration	17.5G	19.1G	26.7G

Table 4. Test Condition

기구부 작동시, SMA의 온도	155.5℃
대기 온도	22℃
소비 전력	3.5V x 3.1A = 10.85W

3.2.3 분리장치의 반응속도 측정시험

분리장치의 구동부와 기구부를 연결하여 6회의 반복실험을 통해 반응속도를 측정하였다.

측정 방법은 초당 1000프레임의 고속카메라(MIKROTRON, EoSens)로 분리장치의 동작을 촬영한 후, 실험 동영상을 프레임별로 분석해서 계산하였다. 위 실험을 수행한 조건은 Table. 4와 같다.

총 6회의 실험으로 최소 1.05(sec), 최대 1.66(sec)로 평균 1.37초의 작동시간을 보였다. 이는 기존의 비폭발식 분리장치의 작동시간이 10msec-수초인 점을 고려할 때 추후 구동기 작동 전력의 증가 및 메커니즘의 단순화를 통해서 개선이 가능할 것으로 사료된다.

III. 결 론

본 논문에서는 형상기억합금(SMA)을 사용하여 구동되는 저진동, 저충격 비폭발식 소형위성용

분리장치의 디자인을 고안하였고, 위성 분리장치에 가장 중요한 요소들인 준정적 하중시험과 분리충격시험, 그리고 작동시간시험을 수행하였다.

작동부는 압축된 스프링의 힘이 구동부에 의해서만 작동 될 수 있도록 설계가 되었고, 구동부는 SMA를 사용하여 진동과 충격을 최소화할 수 있도록 하였다. 또한, 5kg의 태양전지판의 무게를 가정하여 분리장치가 견뎌야 할 38.75kgf의 준정적하중을 설정 한 후, 인장시험을 실시한 결과 현재 개발 단계인 분리장치가 44kgf까지 안정적으로 체결할 수 있음을 검증하였다.

다음으로, 분리 장치의 충격 시험을 실시한 결과 분리장치에서 6cm 떨어진 지점에서 26.7G의 최대 가속도 값을 얻어 폭발식에 비해 매우 작은 충격력이 발생됨을 검증하였다. 반응속도 시험에서 분리장치 전체 반응속도는 1.37 sec로 측정되었으며, 이는 추후 구동기 작동 전력 증가 및 메커니즘의 단순화를 통하여 개선이 가능할 것으로 판단된다.

결과적으로 제안된 위성용 비폭발식 저충격 분리장치는 간단한 원리와 구조로 체결시 안정적이고, 분리시 적은 충격을 발생 시키므로 기존의 폭발식 분리장치가 가지고 있는 문제점을 해결할 수 있을 것으로 기대된다. 추가적으로 우주 환경인 저온 및 무중력 상태에서의 성능 시험, 각 하중단계에 대한 반응속도 시험과 발사환경 진동실험을 통해 분리장치의 신뢰도를 높이는 연구를 수행할 예정이다.

참고문헌

1) Eugene R. Fosness, Steven J. Buckley, Waylon F. Gammill, "DEPLOYMENT AND RELEASE DEVICES EFFORTS AT THE AIR FORCE RESEARCH LABORATORY SPACE VEHICLES DIRECTORATE", AIAA Space 2001 Conference and Exposition, Albuquerque, NM, Aug. 28-30, 2001.

2) Park.H.J, Tak.W.J and Kim.B.K, 2008, "Shape Memory Alloy Actuator Based Non-explosive Low-shock Separation Device", Proceedings of the 2008 KSAS Fall Conference, Vol II, pp. 1359~1364.

3) JAMECO ELECTRONICS

<http://www.robotstore.com/>

4) Tom. Waram, "Actuator design using shape memory alloys", 1993.

5) 장태성, 김홍배, 우성현, 이상현, 남명룡,

“과학기술위성2호 태양전지판의 환경시험 규격에 대한 고찰”, 한국소음진동공학회 2005년도 춘계 학술대회논문집, pp. 957~961.

6) Jens Müller, Christoph Zauner, 2003,

"Low shock release unit-easy resettable and 100% reusable", Proceedings of the 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, 24~26 September 2003.