

스프링 클램프와 형상기억합금 와이어를 이용한 비폭발식 분리장치

최준우¹ · 이동규¹ · 황국하¹ · 이민형¹ · 김병규^{1,†}

¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Non-explosive Separation Device Harnessing Spring Clamp and Shape Memory Alloy Wire

Junwoo Choi¹, Dongkyu Lee¹, Kukha Hwang¹, Minhyung Lee¹ and Byungkyu Kim^{1,†}

¹School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract : In this paper, we report a non-explosive separation device for a small satellite which utilize a shape memory alloy actuator and spring clamp. In order to increase the preload, the proposed device employs spring clamp that can generate high toque when the shape memory alloy actuator makes the cylinder key unlatch a holding ball effectively. Owing to simple design of separation device configuration, we could obtain good repeatability(up to 30 times activation). Conclusively, we could develop a non-explosive separation device which can reliably activate within 1.2 sec under high preload(up to 300kgf).

Key Words : Non-explosive actuator, Spring Clamp, Shape Memory Alloy Wire, Preload Test, Release Time Test

1. 서 론

최근 위성 개발 동향을 보면 신규 참여국들이 증가하고 있으며, 기존 위성보유국 정부에서는 지구 환경 변화 등의 다양한 정보 수집을 위하여 지구 관측 위성 에 초점이 맞추어지고 있다. 이와 동시에 500 kg 이하의 소형위성 개발이 늘어가고 있으며, 그 중 마이크로 위성(10-100 kg), 나노 위성(10 kg내외) 및 피코 위성(1 kg 이하) 등이 개발 중에 있다. 지구 관측 위성의 경우, 가시, 근적외, 열적외 및 마이크로파 영역의 방사정보를 얻기 위하여 탑재된 광학장비와 관측센서들은 정밀한 장비들로 진동과 충격에 민감하다. 소형위성의 경우 기존 중·대형 위성의 성능을 발휘하기 위하여 장비들이 고밀도, 고집적화되었기 때문에 외부

에서 오는 진동과 충격에 대하여 보다 높은 안정성이 요구된다.

인공위성이 발사되어 목적궤도에 진입하기까지 지속적인 충격 및 진동하중을 받게 된다. 일반적으로 위성에 가해지는 충격하중은 기존의 폭발식 분리장치(Pyroshock Divice)들이 작동할 때 발생하며, 구조물에 파괴충격(Pyroshock)이라는 높은 가속도와 주파수영역, 짧은 지속시간의 천이 진동을 유발한다[1]. 폭발식 분리장치는 위성개발 초창기에 작동개념이 간단하고, 신속한 분리가 가능하여 널리 이용되었으나 충격하중이 높아 최근 위성 개발 동향에 부적합하며 분리시 발생하는 오염물질 및 미세먼지는 각종 전자장비 고장의 원인이 된다[1].

이를 대체하기 위한 분리장치로 비폭발식 분리장치(Non-Explosive Actuator)가 있다. 많은 관련기업 및 연구소에서 분리충격이 적고 재활용이 가능한 비폭발식 분리장치를 개발하기 시작하였다[2]. 그 중 형상기억합금을 이용한 장치로 니켈과 티타늄의 합금인 니티

Received: March ##, ##### Revised: July ##, ##### Accepted: June ##, #####

† Corresponding Author

Tel: +82-2-300-0101, E-mail: bkim@kau.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

놀(nitinol)이 갖는 온도에 따른 형상기억특성을 이용한 비폭발식 분리장치는 개념이 간단하면서 적용이 용이하기 때문에 우주분야에 다양한 응용이 이루어지고 있다[3,4]. 또한 소형위성들은 무게가 가볍고 탑재공간이 매우 협소하기 때문에 충격감쇠가 어려워 이에 맞추어 분리장치를 소형화시키는 일이 중요한 이슈로 부각되고 있다.

본 논문에서는 제안된 분리장치의 구조 및 각부 기능과 구동원리를 설명하고 그에 따른 분리시간 및 사전하중에 관한 성능 실험 내용을 다루고 있다.

2. 본 론

2.1 분리장치 설계

2.1.1 구조 및 각부 기능

Figure 1은 제안된 분리장치의 각 파트의 명칭 및 구조이다. 각 파트의 역할은 다음과 같다.

- Mid. Housing : Top Cover와 Rotation Part, Spring Clamp를 보호하며 Cylinder Key와 Holding Ball을 삽입하여 Rotation Part의 회전을 구속한다.
- Top Cover : 분리장치를 위성 본체에 결속시키고, Holding Ball에 의한 Releasing Pin의 체결이 일어나는 부분이다.
- Releasing Pin : 위성의 태양전지판에 구속되는 부분으로 분리 이전에 Holding Ball에 의하여 Top Cover에 결속된다.
- Holding Ball : Releasing Pin과 분리장치를 결속시켜 주는 역할을 하며, 총 4개의 강구로 구성되어 있다.

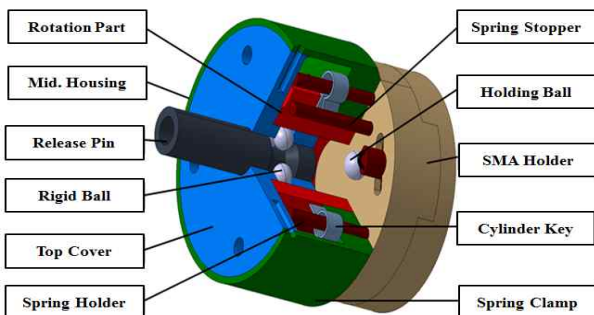


Fig. 1 Configuration of release mechanism

- Rotation Part : Holding Ball을 구속하여 Releasing Pin을 분리장치에 결속시키고, Spring Clamp에 의해 회전복원력을 받는다. Cylinder Key, Rigid Ball에 의해 Spring Clamp의 회전을 방지하고, SMA (Shape Memory Alloy) Wire가 Cylinder Key를 잡아당겨 Rigid Ball의 구속이 해제되면 회전한다.
- Cylinder Key : Rigid Ball을 구속하여 Rotation Part가 회전하는 것을 억제하고 SMA Wire와 함께 trigger역할을 한다.
- Spring Stopper : Spring Clamp의 한쪽 팔을 고정하여 Rotation Part와의 사이에 회전력을 발생시키는 역할을 한다.
- Spring Holder : Spring Clamp의 중심에 설치되어 온전한 힘을 Rotation Part에 가할 수 있도록 돕는다.
- Spring Clamp : 본 분리장치의 실질적인 구동기로 SMA Wire와 Cylinder Key로 구속된다. 구속을 해제할 경우, Rotation Part를 회전시켜 Releasing Pin에 걸리는 Holding Ball의 구속을 해제한다.
- SMA Holder : SMA Wire를 일정한 길이로 잡아주며, 전류가 가해지면 SMA Wire가 수축하여 Cylinder Key를 잡아당길 수 있도록 안정적으로 구속한다.
- Rigid Ball : Cylinder Key와 함께 Rotation Part를 구속한다. SMA Wire가 Cylinder Key를 잡아당겨 구속을 해제하면 Rigid Ball은 반경방향으로 밀려난다.

2.1.2 분리장치 구동원리

본 분리장치는 이전에 제작된 분리장치의 preload 한계[4]를 극복하는 것을 목표로 설계하였다. Figure 2와 Fig. 3은 분리장치 구동 과정을 도식화 한 것이다.

- (1) 분리장치의 초기상태는 체결상태이며, Housing과 Rotation Part를 Rigid Ball과 Cylinder Key로 구속하여 Spring Clamp의 복원력을 억제한다. 체결 상태에서는 위성 발사 시 발생하는 외부충격 및 진동을 견디면서 위성 본체와 위성 전개부를 결속시킨다.
- (2) SMA actuator를 작동시켜 형상기억합금이 수축

하여 Cylinder Key를 2 mm 잡아당기면 Rotation Part에 삽입되어 있던 Rigid Ball의 체결이 풀리면서 Spring Clamp의 구속이 해제된다.

- (3) (2)의 과정의 결과 Fig. 3과 같이 압축되어 있던 Spring Clamp의 복원력에 의해 회전부가 회전하게 된다. Rotation Part와 Release Pin을 구속하고 있던 Holding Ball이 바깥 방향으로 밀려 나간다.
- (4) Release Pin을 구속하고 있던 Holding Ball이 제거됨에 따라 사전하중에 의해 Release Pin이 선형적으로 분리된다.

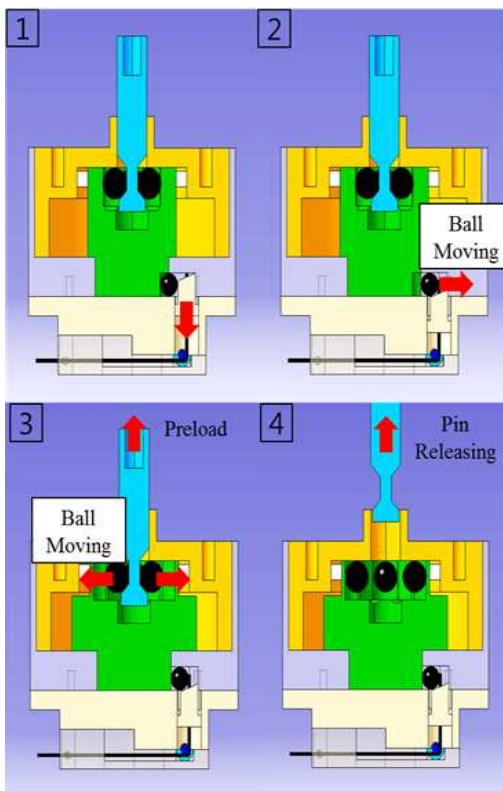


Fig. 2 Working principle (Section view)

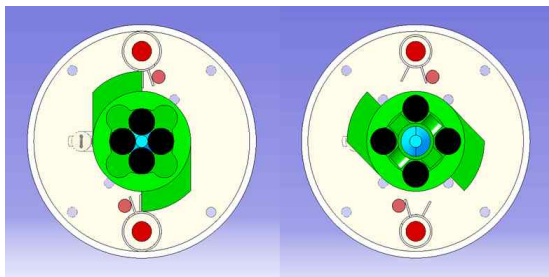


Fig. 3 Working principle (Top view)

2.2 구동기 설계

2.2.1 Spring Clamp 설계

Spring Clamp는 유연한 LPG 가스호스와 부품을 연결할 때 외곽에서 잡아주는 역할을 하는 것으로, 10x10 mm 이하로 작은 크기에 비해 스프링에서 발생하는 복원력이 크다고 판단되어 선정하게 되었다. 다음 Fig. 4는 선정 평가가 이루어진 Spring Clamp이다. Figure 5와 같은 실험장치를 구성하여 스프링의 실제 구동력을 측정 한 후 사전하중이 작동하는 상태에서 rotation part를 효과적으로 회전시킬 수 있는 토크를 발생 시킬 수 있는 Spring Clamp를 선정하였다.

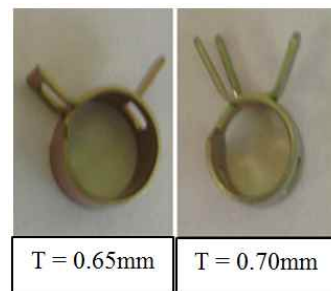


Fig. 4 Spring clamp

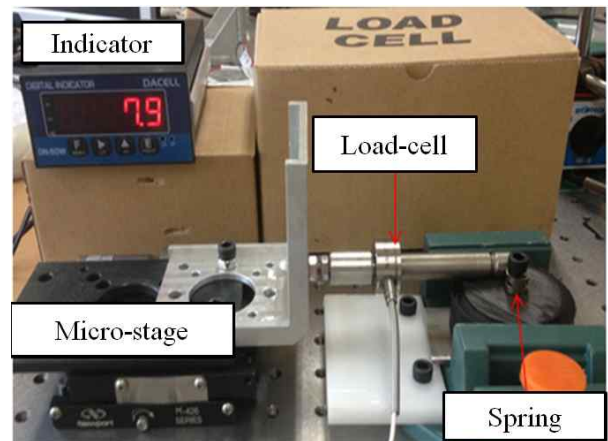


Fig. 5 Configuration for spring load indicator

회전력 측정실험은 아래와 같이 진행되었다.

스프링의 한쪽 팔을 고정하고 다른 쪽 팔을 로드셀과 연결된 금속 봉으로 밀어서 두 팔 사이의 거리가 최소가 되었을 때의 힘을 측정하였다. 금속봉은 마이크로 스테이지에 연결하여 일정하게 이동시켰으며, 이때 indicator에 측정된 최대하중을 읽었다. Figure 4의 두 스프링은 0.65 mm에서 발생력이 6.7 kgf, 0.7 mm에서 발생력이 7.9 kgf로 측정되었으며, Rotation Part

의 반지름을 20 cm라 가정한다면 각각 13.4, 15.8 kgf·cm의 회전력이 발생될 것으로 예상된다. 또한, 스프링을 추가로 설치할 수 있도록 설계한다면 200 kgf 이상의 사전하중에서도 분리가 가능할 수 있을 것으로 예상된다.

2.2.2 SMA Wire 설계

본 분리장치의 구동부는 SMA Wire가 2 mm만 수축되어도 분리가 진행 될 수 있도록 ball과 key를 설계하고, SMA Holder의 경우 수축률 3%인 SMA Wire를 길이에 맞추어 설계하였다. 이전의 직선 형태에서 L자로 꺾인 형태로 구상하고 간단한 장치 구성을 통하여 trigger 장치의 모사실험을 진행하여 타당성을 검증하였다.

구동기의 설계 및 검증은 두 가지 실험으로 나누어 진행하였다. 첫 번째 실험은 Fig. 6과 같은 trigger 모사장치를 제작하여 뒷면에 Rigid Ball과 이를 구속하는 지름 6 mm의 금속 key를 삽입하였다. 이후 Fig. 7처럼 key와 로드셀을 연결, 로드셀을 마이크로 스테이지를 이용하여 잡아당겼다.

두 번째 실험에서는 Fig. 6의 모사장치를 Fig. 8과 같이 90° 꺾인 SMA Wire를 key에 연결하였다. 그리고 SMA에 전력이 인가되었을 때 장치의 작동유무를 관찰하였다. 이 장치는 SMA Wire의 길이와 90°로 꺾인 상태를 모사하여 구성한 장치이다.

실험 결과, 첫 번째 실험에서는 스프링 1개의 힘을 가한 상태에서 trigger작동에 필요한 힘 측정 결과, 최대 2 kgf에서 장치의 작동이 이루어진다는 것을 확인하였고, 두 번째 실험에서는 모사장치가 Spring Clamp 1개에서 원활하게 작동하였다.

2.3 분리장치의 성능 시험

2.3.1 사전하중 측정 시험

본 시험은 장치의 최대 사전하중을 측정하는 시험이다. 보다 정확한 시험을 진행하기 위해 고속카메라(MIKROTRON, EoSens)를 사용하였고, 분리되는 장면을 바로 확인할 수 있도록 사전하중 발생기에서 원통을 제거하고 앞부분에 고정 가이드를 삽입하였다 (Fig. 9). 편이 녹화된 영상을 1/1000 sec 단위로 측정하면서 분리시간 측정 시험과 동시에 진행하였다.

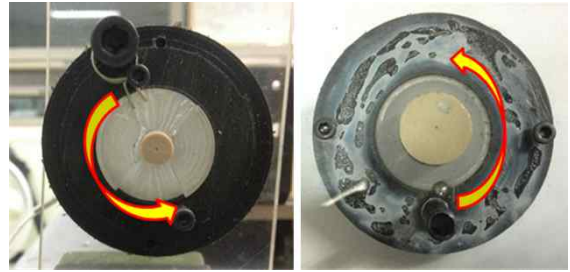


Fig. 6 Trigger simulator

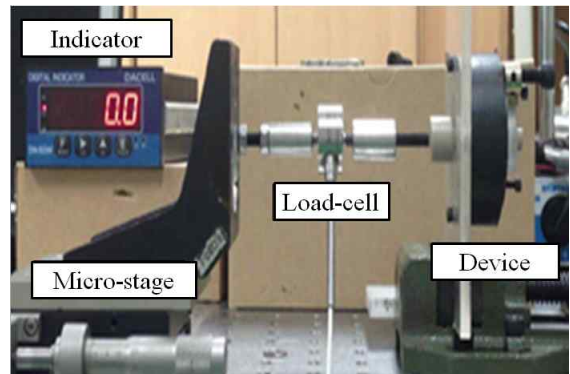


Fig. 7 Triggering force measurement

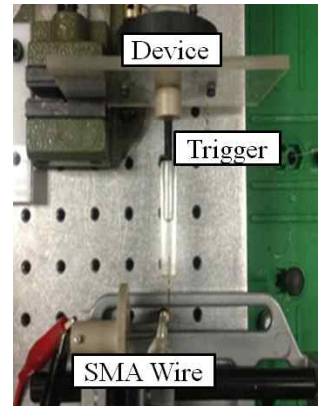


Fig. 8 Trigger mechanism

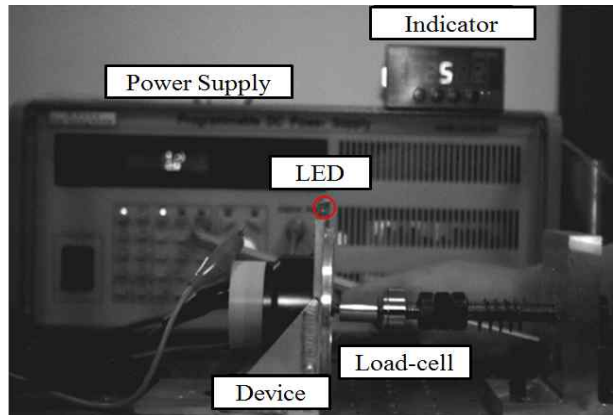


Fig. 9 System configuration for release time test

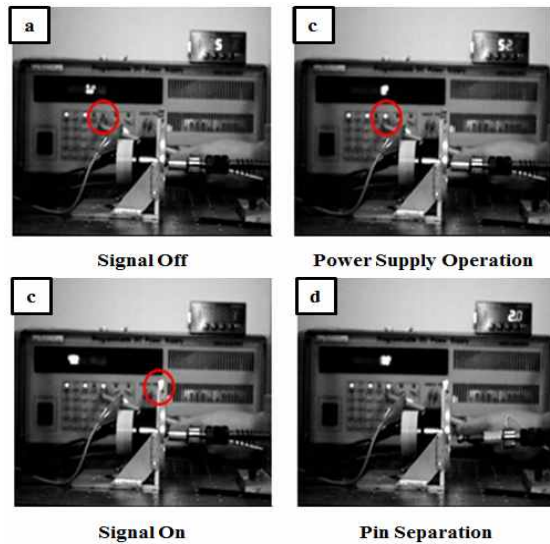


Fig. 10 System sequence for Release time test

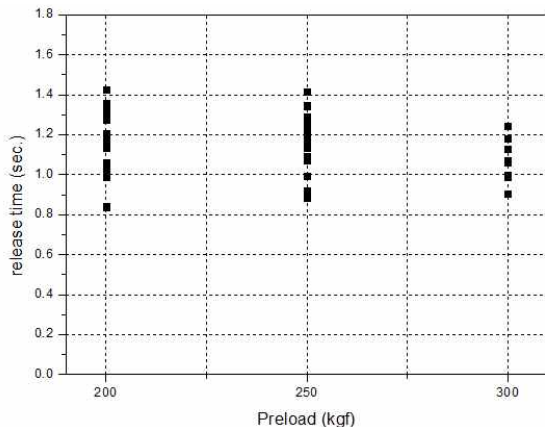


Fig. 11 Repetition test result

측정결과 최대 사전하중 300 kgf까지 1.3 sec 내에 안정적으로 작동하는 것을 확인할 수 있었다.

2.3.2 분리시간 측정 시험 및 반복 시험

본 시험에서는 초당 1000프레임의 고속카메라(MIK-ROTRON, EoSens)를 사용하여 분리장치에 전력이 인가하여 분리장치와 병렬로 연결된 입력 신호 광원이 점등된 순간부터, 분리 핀이 본체로부터 분리되는 순간까지를 분리시간으로 정의하고 측정하였다. 실험장치의 구성은 위의 Fig. 9와 같으며, Fig. 10은 분리시간의 측정과정을 나타낸 것이다. Table 1에서와 같이 총 분리시간의 평균값은 1.151 sec이다.

Table 1 Average release time by preload

사전하중 (kgf)	반복 횟수 (회)	평균분리시간 (sec)
200	20	1.210
250	40	1.135
300	9	1.092
총 평균	69	1.151

3. 결 론

본 논문에서는 SMA를 이용한 비폭발식 저충격 분리장치의 작동원리에 대한 설계, 제작 및 실험 연구 내용을 소개하였다. Spring clamp를 적용하여 분리장치의 구동력을 증가시키면서 크기와 무게는 절감하였다. 또한 장치의 구동에 필요한 전력도 7.7 W로 낮은 수준이었다. 이후 기본적인 성능시험으로 사전하중과 분리시간 측정시험을 진행하였다. 또한 신뢰성 검증을 위하여 시작품 모델 3개를 제작하고 성능시험을 반복 수행하여 신뢰성을 검증하였다. 추후, 발사환경시험과 우주환경시험을 통하여 신뢰도를 더 높일 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 논문은 교육과학기술부의 우주기술개발사업의 우주기초원천기술개발사업 지원[2010-0015077]에 의해 수행된 결과의 일부이며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] C. J. Moening, "Pyroshock flight failures." Proc. of 31st Annual Technical Meeting of the Institute of Environmental Sciences, Las Vegas, USA, May 1985.
- [2] <http://www.tiniaerospace.com/>
- [3] W. Tak, M. Lee, and B. Kim, "Ultimate load and release time controllable non-explosive separation device using a shape memory alloy actuator," Journal of mechanical science and technology, vol. 25, no. 5, pp. 1141-1147, May. 2011.
- [4] M. Lee, J. Jo, W. Tak, and B. Kim, "Shape memory

alloy (SMA) based non-explosive separation actuator (NEA) with a redundant function,” International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, vol. 12, no. 3, pp. 569-572, Jun. 2011

저 자 소 개



최 준 우

2013년 한국항공대 항공우주기계과 졸업. 2015년 동 대학원 석사. 2015년~현재 한국항공대학교 기계공학과 박사 과정. 관심분야는 메커니즘 설계 및 응용.



이 동 규

2012년 한국항공대 항공우주기계과 졸업. 2014년 동 대학원 석사. 2014년~현재 한국항공대학교 기계공학과 박사 과정. 관심분야는 메커니즘 설계 및 응용.



황 국 하

2015년 한국항공대 항공우주기계과 졸업. 2015년~현재 한국항공대학교 기계공학과 석사과정. 관심분야는 전산모사 해석 및 모델링.



김 병 규

1983년 한국항공대 항공기계공과 졸업. 1989년 한양대 대학원 석사. 1997년 Univ. Wisconsin-Madison 대학 박사. 2005년~현재 한국항공대학교 제항공우주및기계공학과 교수. 관심분야는 우주 메커니즘 및 마이크로 의료 로봇, MEMS.