

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(7), 635-640(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.7.635

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

형상기억합금을 이용한 소형 위성용 분리장치의 성능평가

최준우, 이동규, 황국하, 이민형, 김병규*

Performance evaluation on the separation device activated
by shape memory alloy actuator

Junwoo Choi, Dongkyu Lee, Kukha Hwang, Minhyung Lee and Byungkyu Kim*

School 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. Based on previous research, we try to increase the reliability of the proposed device by changing some components. It enables the proposed device to activate under high preload. Also, we confirm it generates low shock which is main advantage of non-explosive separation device. Finally, vibration test which mimics launching environment and thermal vacuum test which mimics space environment are carried out respectively. After each environment test, we confirm the proposed device is successfully activated. Conclusively, we develop a non-explosive separation device which can activate with low shock under high preload after shock and environment tests(vibration and thermal vacuum tests).

초 록

본 논문에서는 형상기억합금 구동기를 이용한 소형 위성용 비폭발식 분리장치를 소개한다. 앞선 연구결과를 바탕으로 분리장치의 부품의 교체를 통하여 제안된 분리장치의 신뢰성을 향상시킴으로써 고사전하중(preload) 하에서도 구동이 가능하도록 하였다. 또한 충격 실험을 통하여 비폭발식 분리장치의 장점인 저충격 발생을 확인하였고, 발사환경 및 우주환경 실험을 통하여 안정적으로 작동하는 것을 검증하였다. 결론적으로 본 연구에서는 충격 실험, 진동 실험 및 열진공 실험 후 고사전하중에서 저충격을 발생시키며 안정적으로 작동 가능한 비폭발식 분리장치를 개발하였다.

Key Words : Non-explosive actuator(비폭발식 구동기), Shock test(충격 실험), Separation time(분리 시간), Shape memory alloy(형상기억합금), Launching environment test(발사환경 실험), Space environment test(우주환경 실험)

1. 서 론

최근 위성 산업은 소형화 경량화 기술의 급속

한 발달로 기존의 중대형 위성에서 수행하던 대부분의 기능을 소형 위성에서 수행하는 것이 가능해지고 있다. 그에 발맞춰 고정밀 관측 장비와

† Received : January 29, 2015 Revised : May 22, 2015 Accepted : June 23, 2015

* Corresponding author, E-mail : bkim@kau.ac.kr

검출장비들을 탑재한 지구 관측 위성의 수요가 증가하고 있다. 이에 따라 위성에 탑재된 부품과 장비들의 정밀화, 집적화, 소형화 추세로 인하여 오염과 높은 충격을 유발하는 폭발식 분리장치의 한계가 드러나기 시작했다[1,2]. 이러한 폭발식 분리장치의 한계를 극복하기 위하여, 압전소자와 형상기억합금(SMA) 등을 이용한 smart actuator 기반의 비폭발식 분리장치 개발이 시작되었다 [3,4,5]. 본 연구는 이러한 국제적인 추세에 따라 SMA를 기반으로 하는 새로운 개념의 분리장치 메커니즘을 제안하였다. 앞서 발표한 논문 [6]에서의 개념설계 및 제작/기초 실험 결과를 바탕으로 고사전하중(high-preload) 하에서도 안정적으로 구동이 가능하도록 부품들을 재선정하여 성능 향상을 꾀하였다. 또한 비폭발식 분리장치의 장점인 분리 작동 시 저충격 발생을 실험적으로 확인하였다. 최종적으로 발사환경을 모사한 진동실험 및 우주환경을 모사한 열진공 실험 후 분리장치의 안정적인 작동을 확인하여 제안된 분리장치의 신뢰성 제고를 검증하였다.

II. 본 론

2.1 분리장치의 제원 및 작동원리

2.1.1 분리장치의 제원

제안된 비폭발식 분리장치는 목표 궤도에서 작동하기 전까지는 높은 체결력으로 위성의 태양 전지판 또는 안테나를 안정적으로 고정시키고 최소의 충격으로 위성에 손상 없이 정확하게 분리 동작을 수행할 수 있도록 설계되었다. 또한 위성의 전력원의 손실을 최소화할 수 있도록 형상기억합금을 구동기로 선정하였으며, 이를 반영한 분리장치의 제원은 Table 1과 같다.

Table 1. Specification of non-explosive separation device

Dimension	∅ 42.2×123 mm
Weight	175 g
Voltage	4.8 V
Current	2 A
Release time	1.355 sec
Maximum separating load	100 kg_f

2.1.2 분리장치 구동원리

분리장치는 높은 체결력으로 전개부를 안정적으로 고정시키고, 작동 시 본체로부터 분리시키기 위하여 작은 변위와 작은 힘으로 강한 구속력을 확실하게 해제해야 한다. Fig. 1은 분리장치의 구성과 구동 과정을 도식화 한 것이다.

(1) 분리장치의 초기상태는 체결상태이며, 하우징에 삽입된 볼트와 Central Key의 홈이 맞물려 Spiral Spring의 회전복원력을 억제한다. 체결 상태에서는 위성 발사 시 발생하는 외부충격 및 진동을 견디면서 위성 본체와 위성 전개부를 결속시킨다.

(2) 형상기억합금 구동기를 작동시켜 형상기억합금이 2 mm 수축할 경우 Central Key와 Housing에 삽입되어 있던 볼트의 체결이 풀리면서 Spiral Spring이 회전한다. 형상기억합금이 2 mm 더 수축할 경우 Central Key와 회전부가 완전히 분리되어 Housing에 닿아 있지 않은 회전부만 회전한다.

(3) (2) 과정의 결과 압축되어있던 Spiral Spring의 복원력에 의하여 회전부가 회전함에 따라 Rotation Part와 Releasing Pin을 구속하고 있던 Holding Ball이 바깥방향으로 밀려나간다.

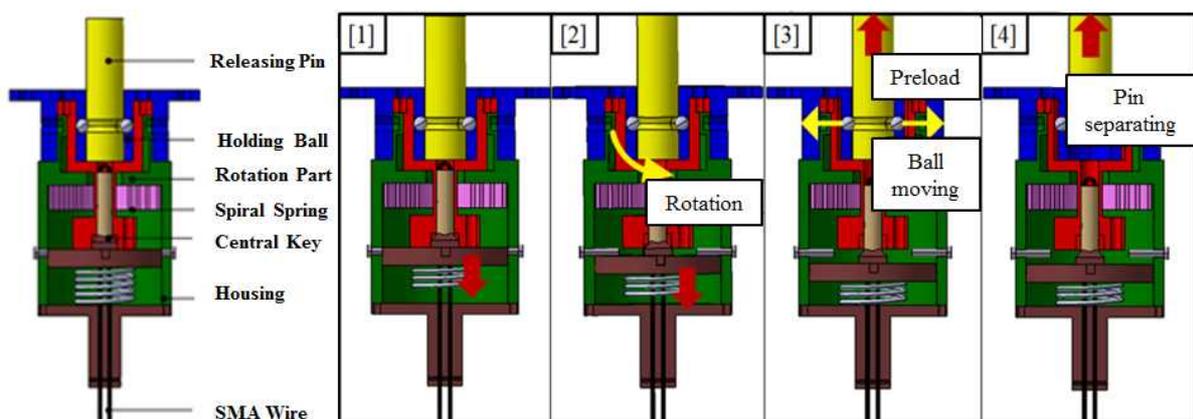


Fig. 1. Device configuration & working principle

(4) 구속이 해제된 Releasing Pin이 사전하중에 의하여 선형적으로 분리된다.

2.2 기계성능평가

2.2.1 분리시간 성능평가

위성이 목표궤도에 도달하여 기능을 발휘하기 위해서는 전력 공급이 중요하다. 따라서 원활한 전력 공급을 위하여 궤도 도착 직후 가장 먼저 태양전지판의 전개가 이루어져야 한다. 이를 위해서는 위성본체와 태양전지판을 체결하고 있는 분리장치가 원하는 시간 내에, 태양전지판을 일정 사전하중 하에서 작동해야한다. 관련 성능평가를 위하여 Table 2에 기재된 사양을 가진 형상기억합금 구동기를 사용하였다.

실험에 사용된 분리반응시간 측정 실험은 0.01 sec까지 조작이 가능한 정밀 파워서플라이와 DAQ보드, hall sensor를 사용하여 수행하였다. 사전 하중을 10 kg_f부터 5 kg_f씩 변화시키면서 일정한 전력이 가해지는 시간부터 preload nut에 부착된 자석이 hall sensor와 떨어지는 시간을 측정하여 분리 반응 시간과 사전하중간의 관계를 조사하였다. 실험 시 5분의 간격을 두어 SMA가 완전히 원형으로 복원된 후 실험을 진행하였다.

Figure 2는 분리반응시간 실험을 위한 장치 구성이다. Preload nut로 preload를 가하면서 Labview 프로그램으로 실험 장치를 모니터링 하

Table 2. SMA specification

SMA parameters	Value
Wire diameter	0.381 mm
Resistance per length	0.0083 Ω/mm
Length	180 mm
Strain	1~4 %
Deformation temp.	90 °C

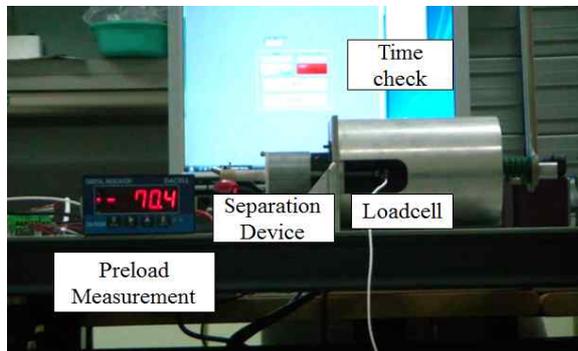


Fig. 2. System configuration of release time test

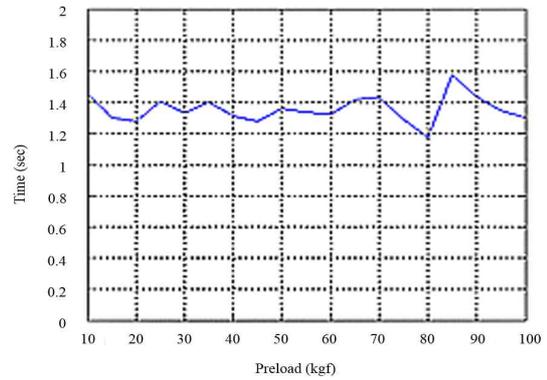


Fig. 3. Preload & separation time test

여 작동 유무와 분리 반응시간을 측정하였다. 실험결과, 분리반응시간은 상온조건에서 평균 1.355 sec로 측정되었다. Fig. 3에서 보는 바와 같이 Rotation Part를 우주용 재료로 많이 사용하는 Al 계열 금속대신 Ti계열 금속으로 제작하여 사전하중 70 kg_f이하에서는 안정적으로 작동하는 것을 확인할 수 있었으나, 높은 preload일수록 분리시간의 편차가 커지는 것을 볼 수 있다. 이는 반복 실험으로 인하여 Releasing Pin에 걸리는 힘이 높아지면서 Rotation Part 내측면과 Holding Ball의 접촉면에서 발생한 변형이 작동 시 영향을 미친 것으로 판단된다.

그러나 분리장치의 특성 상 궤도진입 후 1회 사용하는 장치이므로 임무 수행에는 문제가 없을 것으로 사료된다.

2.2.2 충격실험

기존의 폭발식 분리장치의 가장 큰 문제점 중 하나는 분리 장치 작동 시 화약의 점화 및 폭발로 인한 위성 본체에 미치는 큰 충격이다. 이러한 충격은 위성의 오작동을 초래한다. 충격량 실

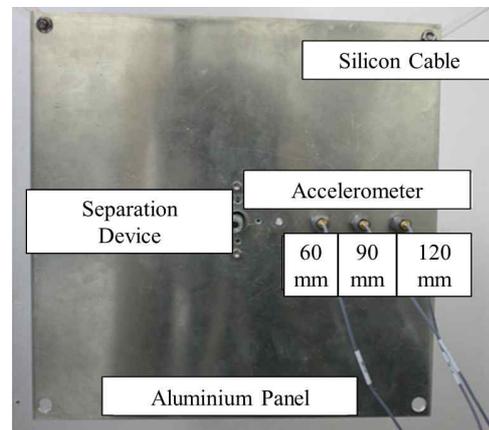


Fig. 4. Shock measurement setup on panel

험은 분리장치가 위성 전체에 어느 정도의 충격을 주는지 알아보기 위한 실험이다.

Figure 4는 충격량 측정 실험을 위한 실험장치 구성이다. 태양전지판을 모사한 알루미늄패널(300×300×5 mm)을 실리콘 케이블을 이용하여 고정시킨다. 패널의 중심에는 분리장치를 장착하고 분리장치로부터 30 mm, 60 mm, 90 mm 지점에 단축 가속도계를 장착하여 분리장치 작동 시 발생하는 충격량을 측정하였다[7].

Figure 5는 분리장치 작동 후 발생하는 충격량을 도식화한 그림이다. 실험 결과 30 mm 지점에서 최대 충격이 발생하였다.

Figure 6은 충격결과에 대한 SRS (Shock Response Spectrum) 분석 결과를 보여준다. 충격응답 스펙트럼을 구하기 위해 일반적으로 가장 많이 사용하는 Q(Amplification Factor)값 10을 사용하여 구하였다. SRS를 2000 Hz까지 분석한 결과 최대 충격응답은 약 10 G로 나타났다. 이것은 폭발식 분리장치 또는 유사 원리가 적용된 기

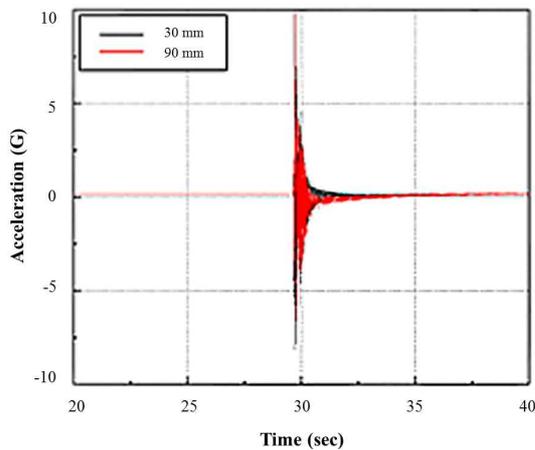


Fig. 5. Separation impulse

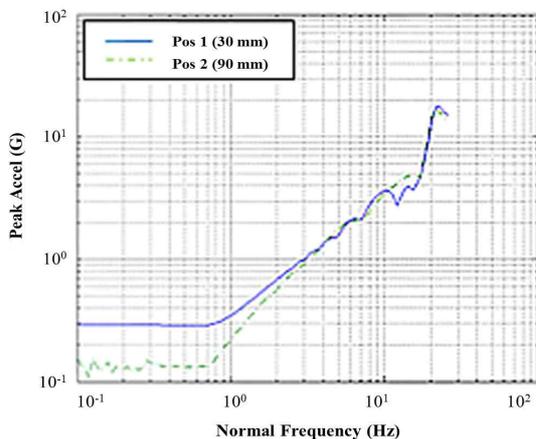


Fig. 6. Shock test result (SRS)(Q=10)

존의 pin-puller 방식의 분리장치의 발생 충격량인 100~2000 G에 비하여 현저히 작은 수치임을 알 수 있다.

2.3 발사 및 우주환경 실험

2.3.1 발사환경실험

인공위성은 발사 시, 발사체에서 발생하는 강한 진동에 노출된다. 위성 분리장치는 이러한 진동에 대하여 강한 내구성을 갖고 목적 궤도에 올라 정상적으로 작동해야 한다. 본 실험은 가진기를 사용하여 위성 발사 시 발생하는 진동을 모사하였다. 실험에 사용된 진동실험 사양은 Astrium사에서 제작된 비폭발식 분리장치 실험 사양(Table 3)을 참조하였다.

Table 3. Input loads used for vibration test [7]

Resonance search			
Axes	Frequ.[Hz]	Acceler.[g]	Sweep
All	5-2000	0.5 constant	2oct/min
Sine vibration			
Axes	Frequ.[Hz]	Level	Sweep
y	5-20	±11.2mm	2oct/min
	20-45	18[g]	
	45-80	10[g]	
	80-100	6[g]	
x,z	05-20	±11.2mm	2oct/min
	20-45	18 [g]	
	45-80	10 [g]	
	80-100	6 [g]	
Random vibration			
Axes	Frequ.[Hz]	Level	Sweep
y	20-100	+6dB/oct	16g(rms)
	100-850	0.2 g ² /Hz	
	850-2000	-6dB/oct	
x,z	20-100	+6 dB/oct	16g(rms)
	100-850	0.2 g ² /Hz	
	850-2000	-6 dB/oct	

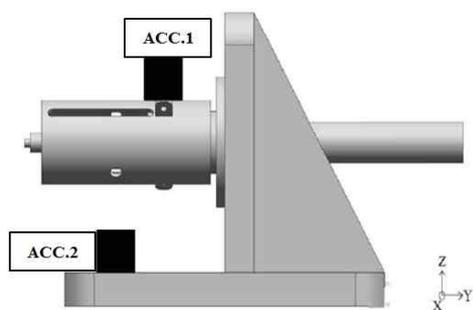


Fig. 7. Accelerometer position

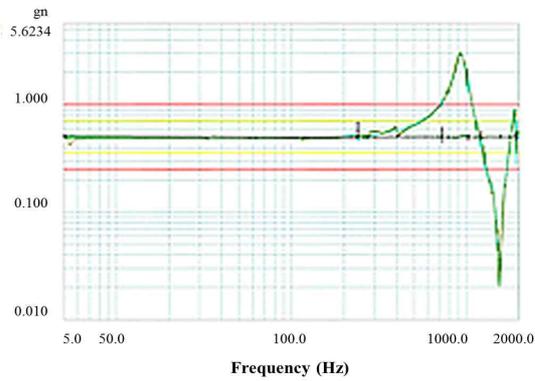


Fig. 8. Resonance test result

실험은 분리장치와 가진기의 지그에 가속도계를 부착하여 진동을 측정하였다(Fig. 7). 진동시험은 50 kgf의 사전하중을 준 상태로, 가진기(LDS V555)를 사용하였다[5].

실험의 순서는 공진 탐색 시험 -> 시험 -> 공진 탐색 시험 -> 랜덤(random) 진동 시험 -> 공진 탐색 시험 순으로 이루어졌다.

Figure 8의 결과를 바탕으로 변화 양상을 비교하였다. 첫 번째 공진 주파수 탐색 결과 910.10 Hz, 사인 가진 후 923.32 Hz, 랜덤 가진 후 918.13 Hz가 각각 측정되었다. 따라서 사인 가진 후 공진 주파수가 1.45% 증가하였고, 랜덤 가진 후 0.57% 감소함을 알 수 있다. 이로부터 랜덤 가진 후 발생한 LSRU [7]의 약 8% 감소와 비교하여 판단하여 보았을 때, 분리장치의 구조적 결함이 발생하지 않았음을 알 수 있다. 또한 모든 진동 시험 절차가 끝난 후, 분리장치의 정상 작동을 확인하였다.

2.3.2 열진공 실험

인공위성은 궤도에 도달하는 동안 극심한 온도변화와 진공상태를 겪게 된다. 금속의 경우, 진공에서 금속 내부의 gas를 비롯한 기체 분자들이 빠져나가기 때문에, 금속의 변형으로 인하여 손상이 발생하게 된다. 그에 대비하여 outgassing 이 경미한 재료인 AL70와 Ti계열을 본체로 사용

Table 4. Thermal vacuum test condition

Temperature range	-40 °C ~ +80 °C
Dwell time	22 hours
Temperature rate of change	< 0.5 °C/min
Stabilization criterion	1 °C/hour
Vacuum level	1 x 10 ⁻⁶ torr

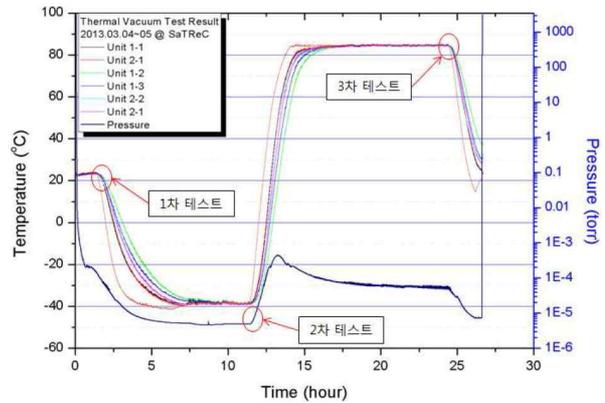


Fig. 9. Operation test in thermal vacuum chamber

하였고, 내부의 Central Key의 경우 peek로 제작하였다.

분리장치에 대한 열진공 실험은 한국과학기술원의 인공위성연구센터에서 진행되었으며, 실험의 조건은 Table 4에 기입하였다. 제시된 온도 및 진공도는 ECSS-E-10-03A를 참고하여 설정하였다. 실험은 3대의 동일한 장치를 삽입하여 Fig. 9와 같이 상온-진공, 저온-진공, 고온-진공에서 각 1대씩 작동시켜 작동이 정상적으로 이루어지는 것을 확인하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 형상기억합금 구동기를 이용한 소형위성용 비폭발식 저충격 분리장치의 작동원리와 기계성능 평가 결과 및 발사/우주 환경 실험 결과를 소개하였다. 형상기억합금을 사용하여 저전력으로 작동이 가능하게 하였으며 분리 작동시 충격을 최소화하도록 설계하였다. 또한, 발사 환경 및 우주환경 실험을 통하여 실제로 궤도에서 작동할 수 있는 가능성을 확인하였다.

본 논문에서 제시한 비폭발식 분리장치는 해외에서 개발된 유사 분리장치에 비하여 체결력이 낮고 분리시간이 길다. 그러나 분리 시 충격 발생량이 적고 재사용성이 높으며 전력입력량이 적다는 장점이 있다. 추후 분리시간 단축과 체결력 상승을 위한 추가적인 연구가 진행된다면 실질적으로 소형위성에 사용 가능한 분리장치 개발이 가능할 것으로 기대된다.

후 기

본 논문은 교육과학기술부의 우주기술개발사

업의 우주기초원천기술개발사업 지원[2010-0015077]에 의해 수행된 결과의 일부이며 이에 감사드립니다.

Reference

- 1) Fosness, E. R., Buckley, S. J., and Gammill, W. F., "Deployment and release devices efforts at the Air Force Research Laboratory space vehicles directorate", AIAA Space 2001 Conference and Exposition, Albuquerque, NM, Aug. 2001
- 2) Lim, J. H., et al., "Non-Explosive Actuator Technology for Satellite Applications," Korea Aerospace Research Institute. Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 7, No. 1, Jul. 2009, pp.97~104.
- 3) Park, H. J., Tak, W. J., and Kim, B. K., "Shape Memory Alloy Actuator Based Non-explosive Low-shock Separation Device", Proceedings of the 2008 KSAS Fall Conference, Vol. 2, 2008, pp.1359~1364.
- 4) Park, H. J., Tak, W. J., Han, B. K., Kwag, D. G., Hwang, J. H., and Kim, B. K., "Non-explosive Low -shock Separation Device for small satellite", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 37, No. 5, May. 2009, pp.457~463.
- 5) Tak, W. J., Jo, J. K., Lee, M. S., and Kim, B. K., "Release Mechanism for small satellite using micro DC motor", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 38, No. 8, Aug. 2010, pp. 767~773.
- 6) Lee, M. H., Son, J. H., Kim, Y. W., and Kim, B. K., "Shape Memory Alloy Actuator and Spiral Spring Based Separation Actuator for Small Satellite", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Flight Operation, Vol. 19, No. 3, Sep. 2011, pp.10~15.
- 7) Müller, Jens., and ZAUNER, Christoph., "Low shock release unit-easy resettable and 100% reusable", Proceedings of the 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, Sep. 2003, pp.107~112.