

論文

형상기억합금구동기와 태엽스프링을 이용한 소형위성용 분리장치

이민형*, 손재황, 김영웅, 김병규**

Shape Memory Alloy Actuator and Spiral Spring Based Separation Actuator for Small Satellite

Min-hyoung Lee*, JaeHwang Son, Youngwoong Kim and Byungkyu Kim**

초록

위성용 분리장치는 작동 전까지는 높은 체결력으로 위성의 부속물들을 안정된 체결 상태로 유지해야 한다. 작동 후에는 위성시스템에 손상이 없이 위성본체로부터 분리되어 태양전지판과 안테나와 같은 부속장치의 전개를 성공적으로 수행하여야 한다. 따라서 본 논문에서는 분리충격이 작고 취급이 용이하며 재장착이 가능한 형상기억합금구동기와 태엽스프링을 이용한 소형위성용 비폭발식 분리장치를 제안하였다. 성능을 검증하기 위하여 분리 시간, 분리가 가능한 사전하중, 분리장치 작동 시 충격량 측정 실험을 수행하였다.

ABSTRACT

The separation actuator for the small satellite should fix satellite appendages with high clamping force. After operation, it has to be separated from the satellite body without any damage on satellite system and release the appendages such as a solar panel and an antenna successfully. Therefore, we invent a non-explosive separation actuator for the small satellite which generates low shock and is resettable. In order to confirm performance of the proposed separation actuator, we carried out experiments for separation time, maximum preload for activation, and shock level.

Key Words : Non-Explosive Actuator(비폭발식 분리장치), Spiral Spring(태엽스프링), Pyroshock Device(폭발식 분리장치), Separation Shock(분리충격), Separation Time(분리시간), Shape Memory Alloy(형상기억합금)

1. 서론

위성이 궤도에서 성공적인 임무수행을 하기 위해서는 위성시스템에 손상이 없도록 발사체로부터 분리되어야 한다. 또한 안테나 또는 태양전

지판 등의 부속물들이 안정적으로 분리되어야 한다. 분리 과정의 실패는 곧 위성의 임무실패와 직결되기 때문에 계획된 시간에 정확한 분리가 이루어져야 한다. 이를 위한 분리장치로 비폭발식 분리장치(Non-Explosive Actuator)와 폭발식 분리장치(Pyroshock Device)가 있다. 위성개발 초창기에는 작동개념이 간단하고, 신속한 분리가 가능한 폭발식 분리장치가 널리 사용되었다. 그러나 폭발식 분리장치는 화약과 같은 위험물질로 구성되어 취급 및 보관에 주의가 필요하고, 분리 시 큰 충격과 다량의 오염물질이 발생된다. 분리

2011년 8월 2일 접수 ~ 2011년 9월 19일 심사완료

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : Bkim@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동

장치 작동 시 발생하는 큰 충격은, 모든 탑재체가 집약적으로 설계되어 있는 소형위성의 경우 치명적일 수밖에 없으며, 분리 시 발생하는 오염물질은 각종 전자장비 고장의 원인이 된다[1]. 또한, 소형위성들은 무게가 가볍고 탑재공간이 매우 작기 때문에 충격감쇠가 매우 어려워 이에 맞춰 분리장치를 소형화시키는 일이 중요한 과제로 부각되고 있다. 이런 상황에서 많은 관련기업 및 연구소에서 분리충격이 작고, 재장착이 가능한 비폭발식 분리장치를 개발하기 시작하였다[2]. 그 중 니티놀(Nitinol)과 같은 형상기억합금을 구동기로 이용한 비폭발식 분리장치는 개념이 간단하면서도 적용이 용이해 우주분야에 다양하게 응용이 이루어지고 있다.

본 논문에서는 형상기억합금구동기와 태엽스프링을 이용한 위성용 비폭발식 분리장치를 제안하고, 반응속도와 충격량 및 사전하중에 관한 성능 실험을 통해 제안된 분리 장치의 유용성을 논의 한다.

2. 본 론

2.1 구조 및 각부기능

- Housing : Spiral Spring과 Rotation Part, Central Key를 보호하며, Top Cover와 결합하는 부분이다.
- Top Cover : 분리장치를 위성 본체에 결속시키고, Holding Ball에 의한 Releasing Pin의 체결이 일어나는 부분이다.

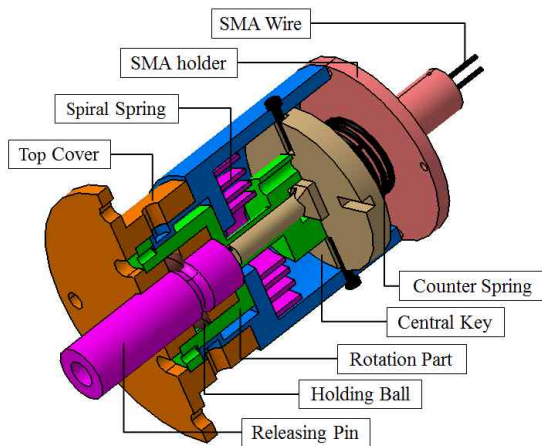


Fig. 1 Configuration of release mechanism

- Releasing Pin : 위성의 태양전지판에 구속되는 부분으로 분리 이전에 Holding Ball에 의하여 Top Cover에 결속된다.
- Holding Ball : Releasing Pin과 분리장치를 결속시켜 주는 역할을 하며, 총 2개의 강구로 구성되어 있다.
- Rotation Part : Holding Ball을 구속하여 Releasing Pin을 분리장치에 결속시키고, Spiral Spring에 의해 회전복원력을 받는다. Central Key와 결합하여 Spiral Spring으로 인한 회전을 방지하고, SMA Wire가 Central Key를 잡아당겨 구속이 해제되면 회전한다.
- Central Key : Housing의 볼트로 구속되며 Rotation Part가 회전하는 것을 억제하여 SMA Wire와 함께 Trigger역할을 한다. Counter Spring을 뒤에 장착하여 목표한 분리 전까지 분리장치의 작동을 방지한다.
- Counter Spring : SMA Wire에 의해 Central Key가 작동하기 전까지 안정적으로 구속을 유지하기 위한 안전장치이다.
- Spiral Spring : 본 분리장치의 실질적인 구동기로 SMA Wire와 Central Key가 Trigger역할을 한다. 구속을 풀면 Rotation Part를 회전시켜 Releasing Pin과 Holding Ball의 구속을 제거한다.
- SMA Holder : SMA Wire를 일정한 길이로 잡아주며, 전류가 가해지면 SMA Wire가 수축하여 Central Key를 잡아당길 수 있도록 안정적으로 구속한다.

제안된 비폭발식 분리장치(Fig. 1)는 작동시키기 전까지는 높은 체결력으로 분리체(안테나, 태양전지판 등)를 안정적으로 고정시켜주고, 분리장치가 작동하면 최소의 충격으로 위성 및 분리체의 손상 없이 분리 동작을 수행할 수 있도록 설계하였다. 또한, Wire Type의 SMA를 사용하여 기존의 모터나 피에조모터, Spring Type의 SMA 보다 낮은 인가 전력에서도 작동이 가능하여 저 전력의 소형위성에도 쓰일 수 있다. 표 1은 분리장치에 대한 제원이다.

표 1. 비폭발식 분리장치 제원

크기	∅ 42.2×123mm
무게	175g
전압	10V
전류	2~3A
대기 중 반응속도	0.5sec(3V)
최대분리하중	10kg _r

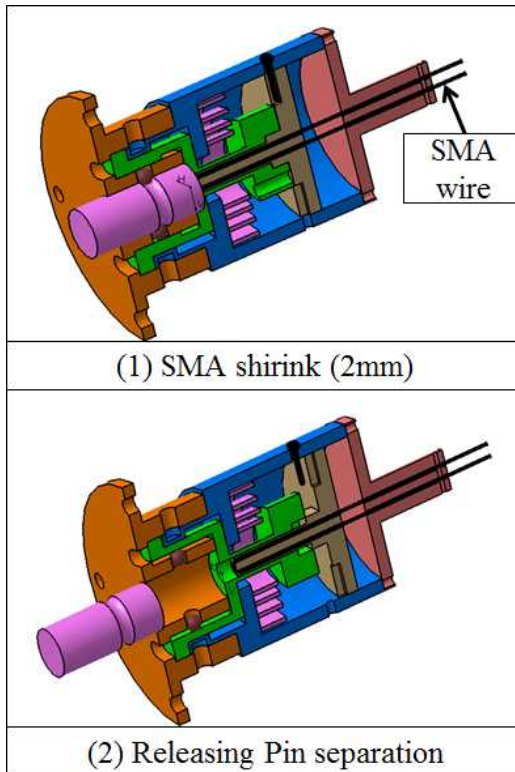


Fig. 2 Working principle 1

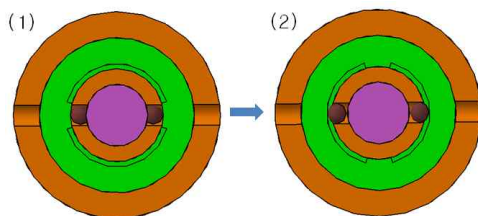


Fig. 3 Working principle 2

2.2 분리장치 구동원리

분리장치는 작동시키기 전까지는 안정적으로 본체와 분리체를 체결해 주어야 하며, 작동 시에는 본체에서 분리체가 분리 되어야 한다. 또한 작은 변위와 힘으로도 높은 구속력을 해지할 수 있어야 한다. Fig. 2와 3은 분리장치 구동 과정을 도식화 한 것이다.

[1] 분리장치의 초기상태는 체결상태이며, 하우징에 삽입된 볼트와 센트럴키의 홈이 맞물려 태엽스프링의 회전복원력을 억제한다. 체결 상태에

서는 위성 발사 시 발생하는 외부충격 및 진동을 견디면서 위성 본체와 위성 전개부를 결속시킨다.

[2] Fig. 2의 (1)과 같이 형상기억합금 구동기를 작동시켜 형상기억합금이 2mm 수축할 경우 센트럴키와 하우징에 삽입되어 있던 볼트의 체결이 풀리면서 태엽스프링이 회전 한다.

[3] 태엽스프링의 복원력에 의해 회전부가 회전하고 그에 따라 회전부(Rotation Part)와 분리핀(Separation Pin)을 구속하고 있던 구속강구(Holding Ball)가 빠져나간다(Fig. 3). 이에 따라 Fig. 2의 (2)와 같이 사전하중에 의해 분리핀(Separation Pin)이 선형적으로 분리된다.

2.3 분리장치 성능시험

분리장치의 성능시험은 분리장치의 성능시험과 동시에 사용된 SMA구동기 성능을 시험함에 목적이 있다[3]. 또한 분리시간, 분리 시 위성 본체에 발생시키는 충격량, 작동가능 사전하중 같은 기본적인 성능 평가를 바탕으로 분리장치의 활용 범위를 알아보았다.

2.3.1 분리 반응 속도 실험

위성이 목적 궤도에 도달해 기능을 발휘하기 위해서는 전력의 공급이 중요하다. 따라서 원활한 전력 공급을 위해 궤도 도착 직후 가장 먼저 태양전지판의 전개가 이루어진다. 위성본체와 태양전지판을 체결하고 있는 분리장치는 원하는 시간 내에 작동하여 전력 공급을 해야 한다.

분리 반응 시간 실험은 0.01s까지 조작이 가능한 정밀 파워 서플라이를 사용하여 이루어졌다. 파워 서플라이의 전력 공급 시간을 변화시키면서 작동 유무를 확인하여 최소 분리 반응 시간을 측정하였다. Fig. 4는 분리 반응 시간 측정 실험을 위한 실험 장치 구성이다. 정밀 파워 서플라이를 조작하며 실험 장치를 모니터링 하여 작동 유무를 판단하였다.

실험순서는 다음과 같다. 전압은 3V로 고정하고 전류 값은 2A에서 시작한다. 다음으로 0.1sec 동안 전류를 가하고, 작동되지 않으면 0.05sec 단위로 증가시켜 가면서 실험하였다. 이때, 분리가

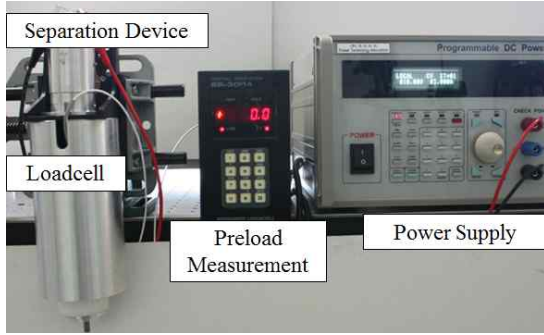


Fig. 4 System configuration of response test

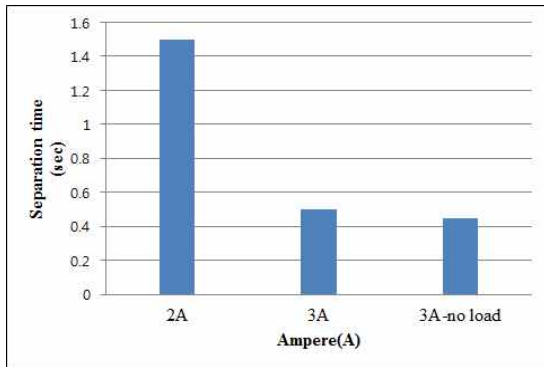


Fig. 4 Separation time

일어나는 순간의 시간이 측정되면 시간을 고정하고, 5회 반복실험을 수행하여 5회 모두 분리가 일어나는 시간을 분리 반응 시간으로 정의하였다. 실험 결과 사전하중 10kgf하에서 입력전류 2A를 흘려 주었을 때 분리 시간이 1.5sec, 3A에서 0.5sec로 측정되었다. Fig.5 에 그 결과가 도시하였다. 사전하중을 가하지 않았을 경우 분리 시간이 3A에서 0.45sec로 측정되었다.

분리 시간은 SMA Wire가 Triggering되는 시간이 대부분을 차지하며, 전류 값이 높을수록 SMA Wire의 작동 온도까지의 온도 상승이 빠르게 이뤄져 반응 시간을 줄일 수 있었다. 하지만, 실험에 쓰인 SMA인 DYALLOY Inc.의 FLEXINOL®은 직경0.51mm에서 3A-3V이상을 인가하면 영구 변형이 일어나기 때문에 3A이상은 측정하지 않았다[4].

같은 전류에서 사전하중의 작용 여부에 따라 분리 시간이 0.05sec 차이가 발생하는데, 이것은 사전하중이 가해지면 Rotation Part와 Housing, 그리고 Top Cover 사이의 마찰력이 증가하기 때문이다.

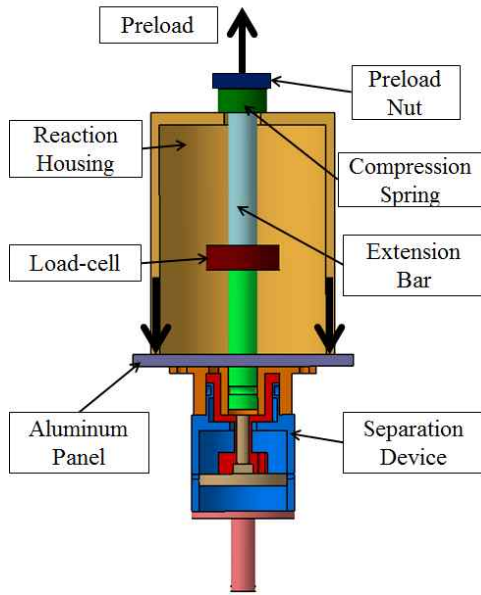


Fig. 6 System configuration of Preload test

2.3.2 사전하중 실험

위성이 목적 궤도에 오르기 전까지 태양전지 판은 접힌 상태로 인공위성의 분리장치에 결속되어 있다. 이때 분리장치는 인공위성과 태양전지 판을 연결하는 힌지에 의해 항상 사전하중을 받고 있다. 따라서 분리장치는 태양전지판에 의한 사전하중 내에서 작동이 가능해야한다. 실험장치는 로드셀을 이용한 분리반응시간 실험장치(Fig.4)와 같은 구성을 가진다. 사전하중을 주는 방법은 Fig.6과 같이 분리장치의 Releasing Pin에 Extension Bar를 연결하고, 원통으로 덮는다. Bar의 끝부분에 나사산을 파고 원통 바깥으로 나오게 한 후 Preload Nut로 조여 사전하중을 가한다. Pin과 Bar사이에는 로드셀을 설치하여 사전하중을 측정하며 Preload Nut로 힘의 크기를 조절한다.

사전하중을 가하지 않았을 경우의 분리장치 작동시간의 15%이내의 범위를 가진 사전하중을 최대 분리가능 사전하중이라 정의하였다.

실험결과, 본 위성장치에 사용 가능한 최대 사전하중은 10kgf로 측정되었다. 작동 가능한 사전하중의 범위가 낮게 측정되었지만 위성 분리장치에 사용된 태엽스프링의 규격을 변화시키면 사전하중의 최대치 증가가 가능할 것으로 사료된다.

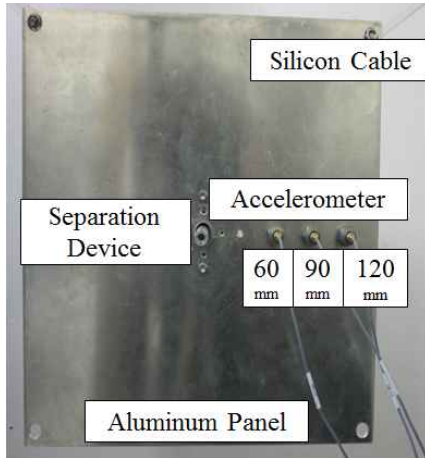


Fig. 7 Shock measurement setup on panel

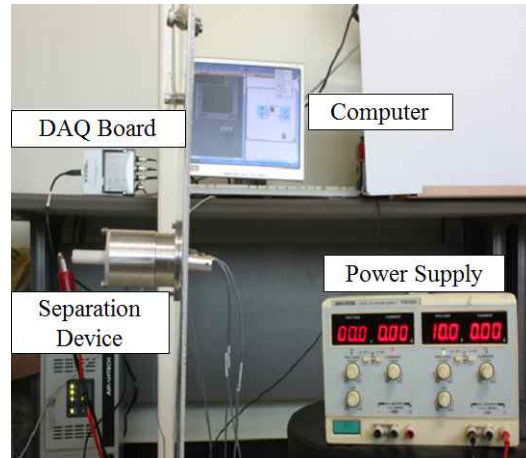


Fig. 8 System configuration of shock test

2.3.3 최대 충격량 실험

기존의 폭발식 분리 장치의 가장 큰 문제점 중 하나는 분리 장치 작동 시 화약의 점화로 인해 발생하는 큰 충격이다. 이러한 충격은 위성의 오작동을 초래한다. 충격량 실험은 분리장치가 위성 전체에 어느 정도 충격을 주는지 알아보기 위한 실험이다.

Fig.7은 위성 본체를 모사한 알루미늄패널(300×300×5mm)의 모습이다. 패널의 중심부에 설계/제작된 분리장치를 고정시키고 분리장치로부터 60mm, 90mm, 120mm 지점에 단축 가속도계를 장착하여 분리장치 작동 후에 발생하는 충격량을 측정하였다. 가속도계는 독일의 Brüel&Kjær사의 DeltaTron® Accelerometer를 사용하였다.

Fig.8은 충격량 측정 실험을 위한 실험장치 구성이다. 무중력 환경을 모사하기 위해 알루미늄패널을 실리콘 케이블을 이용하여 행거에 연결한 뒤 분리장치를 작동시킨다.

분리장치 분리 시 발생하는 충격량은 가속도계에서 출력되는 전압값을 DAQ 보드의 A/D 채널을 통해 Labview®로 출력하였다. Fig. 9는 분리장치 작동 후 발생하는 충격량을 도식화한 것을 보여주고 있다.

실험 결과 60mm지점에서 최대 충격 4.03G가 발생하였다. 이는 사전하중을 가한 상태에서 분리가 시작되어 발생된 충격으로 사료된다[5, 6].

실험에서 4.03G의 적은 충격량이 발생한 이유는 작동 가능한 분리장치의 최대 사전하중이 10kgf인 점에서 찾아볼 수 있다. 만약, 분리 장치

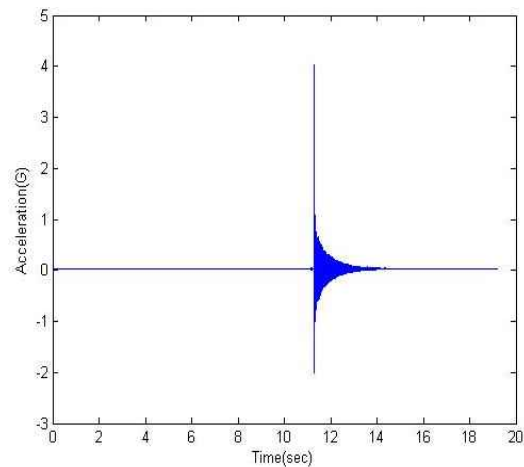


Fig. 9 Shock test result

의 구동기로 사용되는 테엽스프링의 강성을 높여, 작동 가능한 최대 사전하중을 증가 시키면 보다 높은 충격이 발생할 가능성이 높다. 그러나 폭발식 분리 장치에 비해서는 상대적으로 작은 충격이 발생할 것으로 사료된다.

3. 결 론

본 논문은 형상기억합금과 테엽스프링을 이용하여 저충격 비폭발식 위성용 분리장치를 제안, 설계하였다. 또한 위성 분리 장치로써 사용되기 위해 작동가능 사전하중 실험과 분리 충격 실험, 분리 시 반응시간실험을 수행하였다.

사전 하중실험을 통해서 사전하중이 10kgf 인 상태에서 신뢰성 있는 분리가 가능한 것을 확인하여 장치의 견고함을 검증하였다.

분리 충격 실험결과 충격원의 중심으로부터 60mm 떨어진 곳에서 약 4.03G의 작은 충격이 발생하였고, 정밀 파워 서플라이를 이용한 분리 시간 측정 실험을 통해 분리 장치는 0.5sec의 시간 내에 분리가 완료됨을 알 수 있었다.

이후 진행될 실험에서 태엽스프링의 강성을 증가시키고 SMA Wire의 선경을 변화시켜 설계하면 분리 가능한 사전하중의 상승과 분리 시간 단축이 가능할 것으로 사료된다.

제안된 위성용 비폭발식 저충격 분리 장치는 이러한 성능 실험들을 통해 구조 및 구동기의 성능이 검증되었으며, 기존의 분리장치가 가지고 있는 문제점을 해결할 수 있을 것으로 기대된다.

향후, 구동기의 추가 연구와 우주환경 및 발사 환경 실험인 열진공실험, 진동실험 등을 수행하여 분리장치의 신뢰도를 상승시키고, 위성부품의 국산화에 이바지하고자 노력할 것이다.

후기

본 연구 개발은 교육과학기술부의 우주기술개발사업의 우주핵심기술개발사업(2010-0015077) 지원에 의해 수행된 결과의 일부이며 이에 감사드립니다.

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] 임재혁, 김경원, 김선원, 이창호, 이주훈, 황도순, "인공위성용 비폭발식 분리장치 기술동향", 항공우주산업기술동향 제7권 제1호 (2009년 7월) pp. 97-104 1738-057X
- [3] 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.
- [4] www.dynalloy.com

[5] 박현준, 탁원준, 한범구, 곽동기, 황재혁, 김병규, "소형 위성용 비폭발식 저충격 분리장치", 한국항공우주학회지 제37권 제5호, 2009년 5월, pp. 457-463 1225-1348 KCI 등재.

[6] 탁원준, 조재욱, 이민수, 김병규, "소형 위성용 소형직류모터를 이용한 분리장치", 한국항공우주학회지, 제38권 제8호, 2010년 8월, pp. 767~773