

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.8.767

소형 위성용 소형직류모터를 이용한 분리장치

탁원준*, 조재욱*, 이민수*, 김병규**

Release Mechanism for small satellite using micro DC motor

Won Jun Tak*, Jae Uk Jo*, Min Soo Lee* and Byungkyu Kim**

ABSTRACT

This paper describes development of a non-explosive separation device which can be equipped on small satellites. The spur geared micro DC motor, which has high reliability and advantage of price, is adopted as an actuator. The proposed separation device has resettability and it does not need extra jig to reload. In addition, the simple structure makes it easy to fabricate and assemble. To verify the performance of the proposed device, the response time tests, maximum preload tests and maximum shock level tests were performed. Also, through the vibration tests and thermal vacuum tests, feasibility of the proposed separation device was shown in launching and space environments. Therefore, we expect that the proposed separation device can replace the imported separation devices in near future.

초 록

본 논문에서는 위성 본체에 장착된 탑재체를 위성으로부터 분리하기 위한 비폭발식 분리 메커니즘을 제안하였다. 작동기로서 경제적이고 신뢰성 있는 유성기어가 통합된 소형 직류모터를 채택하였다. 제안된 분리장치는 별도의 지그나 구조물 없이도 재장전이 용이하도록 하였으며, 단순한 구조로 제작이 수월한 장점이 있다. 완성된 분리장치는 분리반응속도 측정시험, 최대분리가능하중 측정 시험, 최대발생충격 측정 시험을 통하여 그 성능을 입증하였고, 진동시험, 열진공 시험을 통하여 우주 환경에서 사용 가능성을 보여주었다. 개발된 인공위성용 비폭발식 분리장치를 통하여 그동안 사용되었던 폭발식 분리장치 등의 해외위성용 분리장치를 대체 할 수 있을 것으로 기대된다.

Key Words : Solar panel(태양 전지판), Deployment(전개), NEA(비폭발식 분리장치), Separation device(분리장치), Deploy device(전개 장치), Release mechanism(분리 메커니즘)

1. 서 론

위성이 본궤도에 올랐을 때, 태양전지판을 비롯한 각종 임무수행에 필요한 전개식 탑재체를

† 2010년 5월 19일 접수 ~ 2010년 7월 19일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주기계공학과

교신저자, E-mail : bkim@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

발사체의 고진동과 극한의 우주환경을 극복하고 사용자가 원하는 시간에 전개시켜주는 분리장치의 역할은 매우 중요하다. 초기 위성시스템에 사용된 분리장치는 주로 간단한 구조와 빠른 응답속도를 보이는 폭발식 분리장치가 사용되었다. 하지만, 폭발 시 발생하는 각종 오염물질과 큰 충격(Pyroshock)의 야기로 인해 위성 전체 미션 성공 여부에 큰 영향을 주었다[1]. 이러한 충격은 최근 개발되고 있는 위성 중, 큰 비중을 차지하

는 소형위성에 더욱 좋지 않은 영향을 줄 수 있다. 소형위성에는 작은 공간에 많은 탑재체들이 들어있어, 충분한 충격 감쇠가 이루어지지 않아, 충격이 탑재체에 그대로 전달되어 고장 및 손상을 일으킬 소지가 매우 크기 때문이다. 또한 폭발식 분리장치는 재사용이 불가능한 1회성 장비로, 발사 전, 각종 시험에 반복 사용하기 곤란한 점도 단점으로 꼽힌다. 이에 해외의 각종 업체 및 연구기관에서는 형상기억합금(SMA)작동기(TiNi사)와 스풀(Spool)작동기(G&H사) 그리고 자력(Magnetic)작동기(Astruim사)등을 작동기로 이용하여 비폭발식 분리장치를 개발, 상용화 하였고, 다양한 위성에 사용됨으로 그 신뢰성을 인정 받고 있지만 국내에서는 아직 그 개발 사례가 없다[2]. 이에 따라, 본 논문에서는 이미 해외에서 개발된 비폭발식 분리장치에 비해서 반복성과 경제성이 우수한 소형직류모터를 사용하였고, 방출형 분리장치(Ejector), 핀-뽑기 분리장치(Pin-puller), 분리너트(Separation-Nut), 파단볼트(Frangibolt) 등과는 차별화된 구조를 갖는 분리장치를 제안하였다[3]. 개발된 분리장치는 높은 기어비의 유성기어를 사용함에 따라서 별도의 래치 또는 안전구조물이 없이도 외부의 충격이나 진동에 의하여 분리장치가 작동되는 것을 방지하도록 설계하였다. 이 밖에도 재장전을 위하여 별도의 지그나 부품 교체 없이 반복시험이 가능하도록 하였다. 본 논문에서는 제안된 분리장치의 실용성과 신뢰도를 높이기 위해서, 기본성능을 평가하고, 발사 환경 및 우주 환경에서도 문제없이 작동할 수 있는가에 대한 환경시험을 수행하였다.

II. 본 론

2.1 분리장치의 작동원리 및 구조

본 논문에서 제안한 분리장치는 소형직류기어모터(Think Engineering, TE16KM-12V)를 작동기로 사용하였다. 이 모터는 1:864의 높은 기어비의 유성기어를 사용함으로써 높은 토크 값(4kgf-cm)과 내구성을 갖는다. 작동실험에서 토크가 높은 모터일수록 큰 사전하중(Preload) 하에서 분리장치가 작동되므로 유성기어를 사용하여 내구성 있고 토크가 큰 제품을 선택하는 것이 모터 선정에 가장 큰 요소라 할 수 있다. 국내에서는 아직 우주 인증을 받은 모터가 없고, 해외의 제품은 너무 높은 가격으로 인해 적합하지 않다고 판단되어, 일반적인 직류모터 가운데, 신뢰성 있는 모터를 선별하여, 자체적인 환경시험(가진 시험, 열진공 시험)을 통하여 제품의 적합성을 입증하였다.

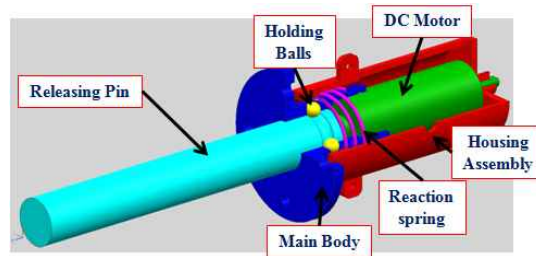


Fig. 1. Configuration of separation device

Fig. 1은 제안된 분리장치의 각 파트의 명칭 및 구조를 보여준다. 각 파트의 역할은 다음과 같다.

-이탈 핀(Releasing pin) : 위성의 태양전지판에 장착되는 핀으로, 분리 전까지 구속강구의 구속에 의하여 본체와 결속되어 있다.

-본체(Main body) : 위성의 본체부에 장착될 부분으로, 분리장치의 모든 파트들을 연결해주는 역할을 한다.

-구속강구(Holding balls) : 분리장치가 작동하기 이전까지 하우징의 구속으로 인하여 이탈 핀에 파여 있는 홈에 들어가 있게 되고, 분리장치 작동 시, 하우징에 파여 있는 홈으로 들어가면서 이탈 핀의 구속을 풀어주는 키 역할을 한다.

-직류모터 : 본체와 완전히 구속되어 있고, 분리장치 작동 시, 하우징을 회전시켜 준다.

-하우징(Housing assembly) : 직류모터에 의한 회전력을 이용하여 구속강구가 하우징에 파여 있는 홈에 들어갈 수 있게 해준다. 또한, 분리장치의 모든 부분을 외부충격으로부터 보호하는 역할을 한다.

-이탈 스프링(Reaction spring) : 본체와 하우징을 적절한 스프링의 팽창력으로 구속시켜 준다.

분리장치는 Fig. 2에 (1)번 그림과 같이 작동 전에는 구속강구들이 이탈 핀을 구속하고 있다. 이 때, 하우징은 구속강구가 본체에서 움직이지 못하도록 바깥쪽에서 구속하고 있다. 이 때, 이탈 핀에 사전하중이 Z방향으로 작용하면, 구속강구는 하우징에 바깥쪽으로 미는 힘을 전달한다. 따라서 구속강구와 하우징사이에 마찰을 최소화하고, 하우징은 충분한 강도를 가져 변형을 일으키지 않는 것이 중요하다. 분리장치 작동 시, Fig. 2에 (2)와 같이, 직류모터가 하우징을 회전시켜주고, 하우징에 파여 있는 홈에 구속강구가 들어가게 되면서 이탈 핀의 구속을 풀어준다. 결과적으로, 이탈 핀은 인공위성의 본체에 장착되는 분리장치의 본체로부터 분리가 이루어진다.

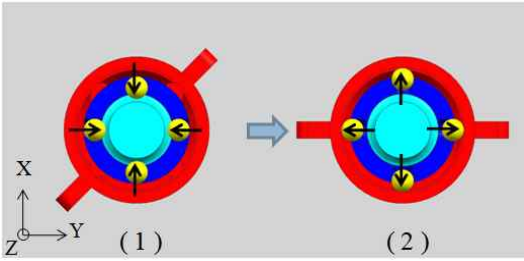


Fig. 2. Working principle(1)

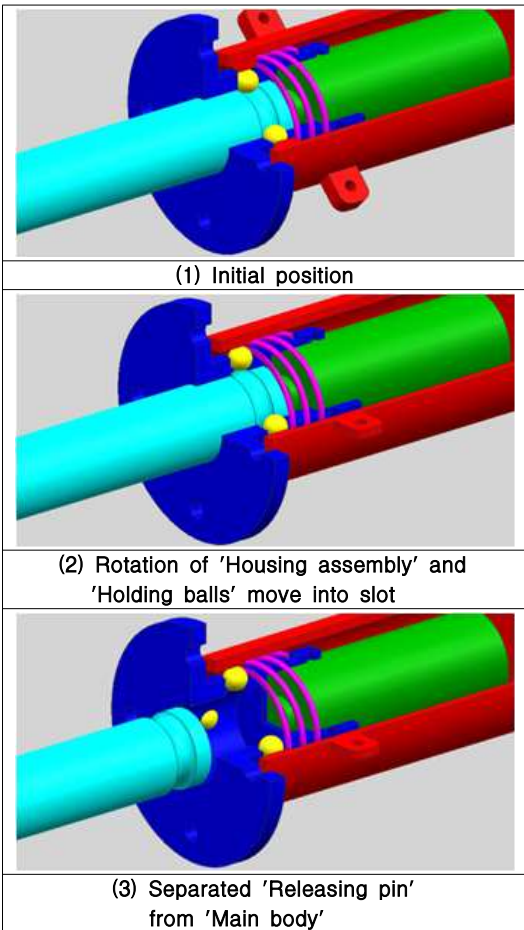


Fig. 3. Working principle(2)

2.2 분리장치의 목적 및 기본 성능

제안된 비폭발식 분리장치는 기본적으로 소형 인공위성의 태양전지판 등의 탑재체의 전개를 위하여 설계되었다. 인공위성의 탑재체는 본궤도에 이르기 전까지 인공위성의 본체에 접혀진 상태로 구속되어 있다가 궤도에 오른 이후 사용자에게 의하여 지정된 시간에 전개되어 진다. 이때, 탑재체

Table 1. 분리장치의 기본 성능 점검표

크기	ø26x69mm
무게	80g
최대분리가능하중	35kgf
대기 중 분리완료 시간	0.612sec
최대 충격 수치	4.13G
사용전압	12V
사용전류	0.2A
현 단계 성능 시험 온도 범위	-31~71℃

와 본체를 구속시켜주는 장치가 본 논문에서 제시한 분리장치의 기본 개념이다.

분리장치는 크게 3부분으로, 인공위성의 탑재체에 설치될 이탈 핀과 탑재체의 본체에 부착될 본체-조립체 그리고 작동기가 있다. 분리장치가 장착될 인터페이스는 현재 정해진 위성체가 없으므로 임의로 가정하였고, 이는 언제든지 변경 가능하다. Table 1은 제안된 분리장치의 기본적인 성능 표를 나타낸다.

2.3 분리장치의 성능 시험

본 논문에서 실시한 분리장치의 성능 시험 과정은 분리장치의 성능 시험과 함께, 사용된 소형 직류모터의 장치 성능 시험함에 목적이 있다. 또한, 기본적인 성능 평가를 통하여 활용할 수 있는 범위를 알아보았다.

2.3.1 분리반응속도 측정 시험

위성이 본궤도에 오르게 되면 가장 먼저 하는 일은 위성 내에 원활한 전력 공급을 위한 태양전지판의 전개이다. 따라서 위성의 본체에 접혀진 상태의 태양전지판을 구속하고 있는 분리장치는 사용자가 지정한 순간에 빠른 속도로 분리를 완료하여 정해진 시간에 태양전지판을 전개할 수 있게 해야 한다. 따라서 분리장치의 반응 속도는 분리장치를 평가하는데 중요한 사항 중 한 가지라고 할 수 있다.

본 논문에서는 초당 1000프레임의 고속카메라(MIKROTRON, EoSens)를 사용하여 분리장치에 전력이 인가하여 분리장치와 병렬로 연결된 입력 신호 광원이 점등 된 순간부터, 이탈 핀이 본체로부터 분리되는 순간까지를 분리반응속도로 정의하고 측정하였다. Fig. 4는 분리반응속도 측정 시험을 위한 시스템 구성을 나타낸다[4].

테스트 결과, 사전하중이 없는 상태에서 분리장치의 분리반응속도는 10회 실험 평균 0.612sec로 측정되었다.

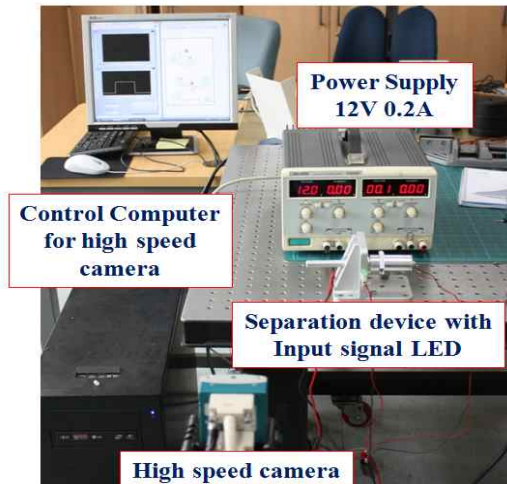


Fig. 4. System configuration for response time test

Fig. 5는 분리반응속도 측정 순서를 나타내었다. (1)은 초기의 상태로 파워가 인가되기 이전의 상태이다. (2)는 파워서플라이로 전원을 공급하여 분리장치와 병렬로 연결된 입력 신호 광원(화면 정중앙에 위치)이 점등되었다. (3)은 이탈 핀이 고속카메라 화면상 제일 처음 움직이기 시작한 순간으로 분리가 시작된 순간이다. (4)는 이탈 핀이 분리장치로부터 완전히 분리가 된 모습이다.

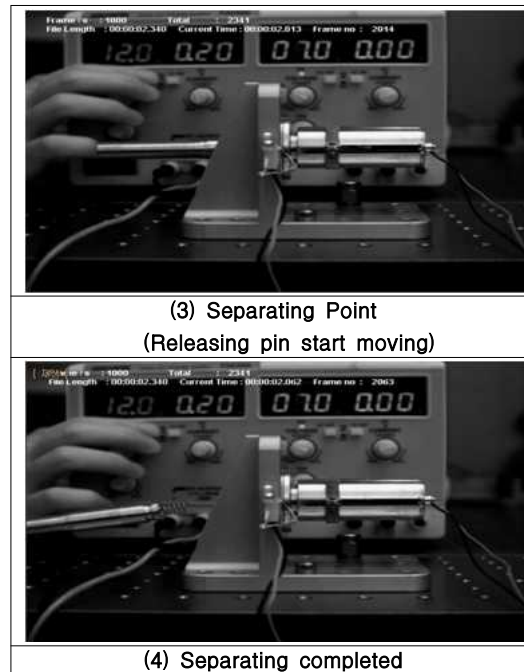
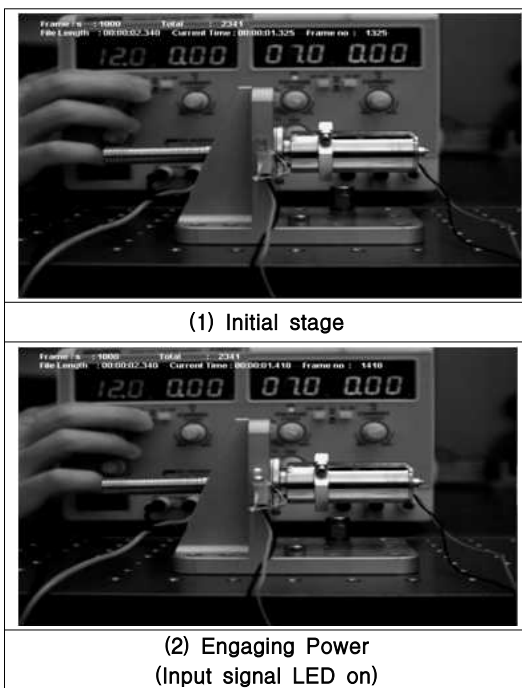


Fig. 5. Response time test

2.3.2 최대분리가능하중 측정 시험

인공위성이 본궤도에 오르기 이전에, 태양전지판은 접혀진 상태로 인공위성에 장착이 되게 된다. 이 때, 인공위성과 태양전지판사이의 연결부인 힌지부에서는 태양전지판을 전개하고자 하는 사전하중이 항상 작용하게 된다. 따라서 분리장치는 이러한 사전하중 하에서 작동이 가능해야 하며, 더 나아가 이러한 사전하중 하에서, 발사 시 발생하는 진동하중(Random Vibration)을 견뎌야 한다. 본 논문에서 제안된 분리장치의 최대분리가능하중을 측정하기위한 구성은 Fig. 6과 같으며 각각의 분리시간을 측정하여 변화량이 사전하중을 가하지 않은 상태에서 분리반응속도의

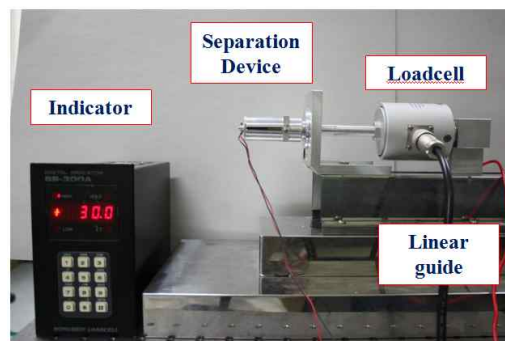


Fig. 6. Maximum preload test configuration

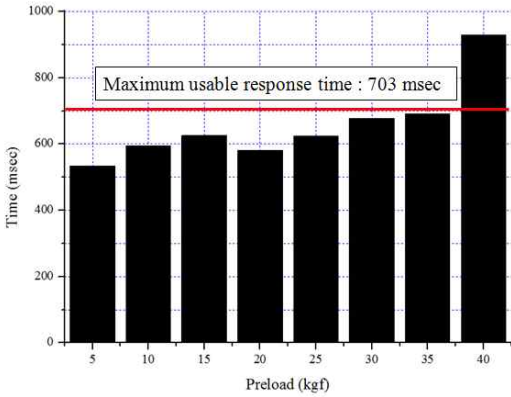


Fig. 7. Preload-response time test

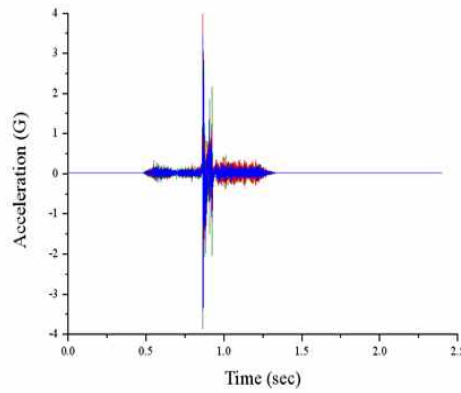


Fig. 9. Shock test result

15%(0.703 sec)이내에 들어오는 범위를 '사용가능한 최대분리하중'이라 정의하였다.

실험결과 35kgf 이상의 사전하중을 주는 경우 분리반응속도가 기준범위를 벗어나기 때문에 35kgf를 '사용가능한 최대분리하중'으로 설정하였다.

2.3.3 최대분리충격 측정 시험

이전까지 사용되었던 폭발식(Pyro) 분리장치의 가장 큰 단점은 분리장치 작동 시, 1000G이상의 큰 충격이 발생하여 인공위성자체에 손상을 줄 수 있다는 점이다. 따라서 본 논문에서는 개발된 비폭발식 분리장치가 작동 시, 어느 정도의 충격을 발생하는지를 측정해 보았다. Fig. 8에서처럼 태양전지판을 모사한 알루미늄패널(300x300x5mm)을 수직방향으로 실리콘 케이블을 이용하여 설치 후, 분리장치와 사전하중을 주기위한 사전하중 발생기를 장착하고 분리장치로부터 30mm,

60mm, 90mm의 지점에 단축 가속도계를 사용하여 분리장치가 작동 시 발생하는 충격을 측정하였다.

Fig. 9는 시험 결과를 도식화 하였으며 30mm 지점에서 최대충격 4.13G가 측정되었다. 이때, 발생한 4.13G는 대부분 사전하중 발생기에서 발생한 것으로 사료되며, 최대충격이 발생하기 이전, 분리장치 작동 시에는 0.5G이하의 낮은 수준에 가속도 값만이 측정되었다.

2.4 분리장치의 환경시험

인공위성용 분리장치는 일반적인 대기상태에서 작동하는 것이 아니라, 고진공과 큰 온도변화에 노출되어진 우주환경에서 작동이 이루어져야 한다. 또한 발사 시, 발사체에서 발생하는 진동하중에서 충분한 내구성을 갖고, 본궤도 진입 시, 정상적으로 작동되어야 한다. 따라서 본 논문에서는 특수한 우주환경에서 분리장치가 신뢰성을 갖고 정상 작동하는지를 확인하기 위하여 진동 시험과 열진공 시험을 수행하였다.

2.4.1 진동 시험

위에서 언급하였듯이, 본궤도에 오르기 전, 발사체에서 발생하는 진동하중은 때로는 탑재체에 손상을 줄 수 있다. 따라서 이러한 발사체의 진동하중을 모사하여, 장치가 내구성을 갖고, 이후, 정상적으로 작동하는지를 확인하였다. 본 과제에서는 특정한 발사체가 지정되지 않았으므로, Astrium사에서 개발된 비폭발식 분리장치인 LSRU의 진동시험 사양(Table 2)을 참조하여 시험을 수행하였다. 진동시험의 순서는 공진 탐색 시험 -> 사인(sine) 진동 시험 -> 공진 탐색 시험 -> 랜덤 진동 시험 -> 공진 탐색 시험의 순서로 진행 되었다[5].

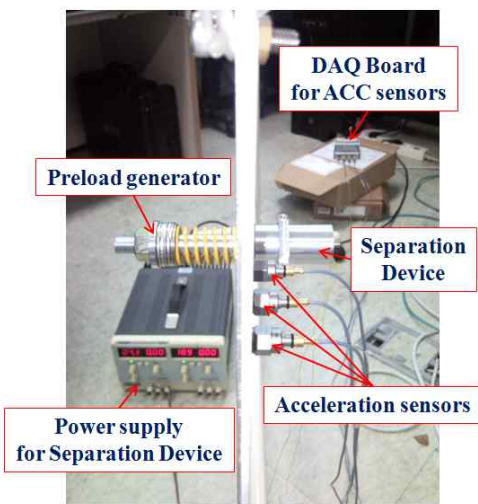


Fig. 8. Shock test configuration

Table 2. Input loads used for vibration test

Resonance search			
axes	frequ.[Hz]	acceler.[g]	sweep
all	5-2000	0.5 constant	2 oct/min
Sine vibration			
axes	frequ.[Hz]	level	sweep
z	5-20	±11.2mm	2 oct/min
	20-45	18 [g]	
	45-80	10 [g]	
	80-100	6 [g]	
Random vibration			
axes	frequ.[Hz]	level	sweep
z	20-100	+6 dB/oct	16 g(rms)
	100-850	0.2 g ² /Hz	
	850-2000	-6 dB/oct	

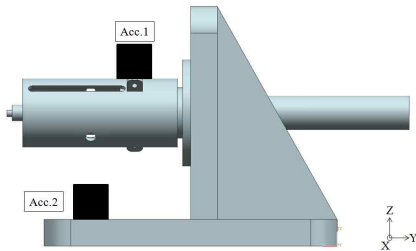


Fig. 10. Accelerometer Position

진동하중의 응답은 분리장치와 가진기의 지그에 부착된 2개의 단축 가속도계로 측정되었고, 기본적으로 분리장치가 위성에 장착되는 방향을 고려하여 Fig. 10의 Z축 방향으로 시험이 수행되었다. 진동시험은 20kg의 사전하중을 준 상태로, 가진기(LDS, V555)로 수행되었으며, 각 시험 이후 육안으로 이상 유무를 확인하였다.

시험결과, 공진 탐색 시험에서 약간의 공진주파수의 변화가 있었으나, 진동에 의하여 분리장치가 작동되어 편이 분리되는 현상은 발생하지 않았고, 위의 5가지 진동하중 시험 이후 작동시험에서 정상적으로 분리가 이루어졌다.

2.4.2 열진공 시험

우주에서 분리장치는 고진공과 큰 온도변화에 노출되어있기 때문에 이러한 환경에서 분리장치가 제대로 작동하는 것을 확인하는 것은 중요한 과정이다. 열진공챔버(KAIST 인공위성센터 설치)에 들어가기 전에 분리장치는 20kg의 사전하중

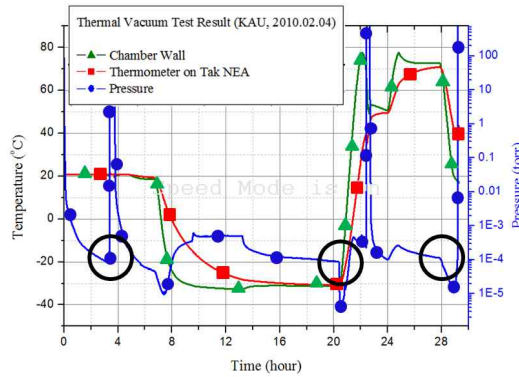


Fig. 11. Thermal vacuum operating test

이 가해졌고, 진공+실온상태, 진공+저온상태 그리고 진공+고온상태에서 각각 분리장치를 작동시켜 성능 시험을 하였다. 수행된 열진공 시험의 사양은 Fig. 11에 나타나있다. Fig. 11에서 원으로 표시된 부분은 각각의 작동시험을 한 시간대이다. 3번의 시험모두 분리장치는 정상적으로 작동하여 분리가 성공적으로 이루어진 것을 육안으로 확인하였으며, 추후, 더 많은 사이클과 센서를 통한 각 상태별로 분리반응시간측정 시험을 수행할 예정이다.

III. 결론

본 논문에서는 소형위성용 비폭발식 분리장치를 설계 및 제작을 하였고, 성능평가 실험과 우주환경 실험을 통하여, 그 성능과 신뢰성을 확인하였다. 개발된 분리장치 작동 시, 기존의 폭발식 분리장치에 비하여 아주 작은 충격만을 발생시키며 해외에서 개발된 분리장치에 사용된 형상기억 합금 작동기, 자력 작동기, 스프링 작동기 등에 비하여 경제적이고 높은 신뢰성을 가진 소형직류모터를 작동기로 사용하여 구조를 단순히 하고 반복사용을 용이하게 하였다. 또한 성능시험과 환경시험을 통하여 개발된 분리장치의 신뢰성을 입증하였다. 개발된 분리장치는 해외의 분리장치 중 비슷한 무게(74g)를 가진 TiNi Aerospace사 [3]의 ERM-500과 비교하여 보았을 때, 최대분리 가능하중(226kgf)과 분리반응속도(0.01~0.13sec)에 비해 조금 낮은 수준이지만 소형위성용으로 사용하기에는 충분한 사양이라고 사료된다. 추후, 극한하중시험, 균열 시험(Creep test), 전자파 시험(EMC test), 외부 충격 시험(Mechanical shock test) 외, 기타 여러 인증시험과 부가적인 2차 작동기(Redundant) 개념의 도입을 통하여 신뢰성

을 높일 수 있을 것으로 기대된다. 또한, 직류모터의 신뢰성 및 사용 가능성에 관한 별도의 연구를 진행하여 전체 시스템의 신뢰성 향상과 함께 위성부품의 국산화에 이바지하고자 한다.

후 기

본 연구개발은 교육과학기술부의 우주기술개발사업의 우주기초원천기술개발사업 지원(2010-0015077)에 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) <http://www.tiniaerospace.com/>

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

5) 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.