열선 절단 방식을 적용한 비폭발식 무충격 구속분리장치 EM의 기능검증

Functional Verification of Engineering Model of Non-explosive Shockless Holding and Release Mechanism Using Heating Wire Cutting Method

오 현 웅[†] · 전 수 현*

Hyun-Ung OH and Su-Hyeon Jeon

(Received January 7, 2013 ; Revised April 1, 2013 ; Accepted April 18, 2013)

Key Words : Cube Satellite(큐브위성), Holding and Release Mechanism(구속분리장치), Heating Wire Cutting (열선 절단), Non-explosive Separation Device(비폭발식 분리장치)

ABSTRACT

Non-explosive shockless holding and release mechanism for a nano class small satellite application has been proposed and investigated. The great advantages of the mechanism are a much lower shock level and larger constraint force than the conventional mechanism using pyro and the heating wire cutting mechanism which has been generally applied to the cube satellite program. To investigate the effectiveness of the mechanism design, EM mechanism was developed and tested to verify the basic function of the mechanism. The test results indicate that the proposed mechanism is well functioning as the mechanism design intends.

1. 서 론

나노급 위성으로 분류되는 큐브위성의 기본 크기는 1 U를 기준으로 10 cm×10 cm×10 cm로 대형위성에 비해 크기는 작지만, 지구 관측을 비롯해 과학 실험, 우주용 부품의 궤도 인증, 첨단기술의 우주적용 가능성 검증이 가능하여 미국이나 일본을 비롯한 우주개발선진국에서는 이를 이용하여 신기술에 대한 궤도검증을 실시 후 이 임무에 적용하는 등 활발한 연구 활동이 진행 중에 있다. 국내에서는 한국항공대학교가 개발한 HAUSAT⁽¹⁾이 최초의 큐브위성이며, 현재는 경희대학교가 개발한 CINEMA⁽²⁾가 궤도 운용중

에 있다.

큐브위성은 크기, 무게 그리고 공간상의 제약으로 인해 기능이나 성능 그리고 기술적 임무면에서는 대형위성과 비교할 수 없지만, 단기간에 개발이 가능하고, 저비용으로 개발이 가능하며, 임무실패에 따른 위험부담이 상대적으로 적은 장점으로 인해 최근에는 큐브위성을 이용한 고도의 임무가 수행되고 있다. 이를 위해 발사 시 구조물을 수납하고 궤도상에서 전개/확장시켜 큐브위성의 단점인 공간 및 크기의 제한을 극복하기 위한 전개형 구조물의 적용이 활발히 수행되고 있으며, 발사환경에서 전개구조물의 구조건전성 확보를 위해서는 구속분리 장치의 적용이 필수 불가결하다.

[†] Corresponding Author ; Member, Department of Aerospace Engineering, Chosun University
E-mail : ohu129@chosun.ac.kr
Tel : +82-62-230-7183, Fax : +82-62-230-7729
* Department of Aerospace Engineering, Chosun University

[‡] Recommended by Editor Sung Soo Na
© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

일반적으로 중대형 위성용 구속분리장치에는 구속 볼트로 전개 구조물을 구속하고 화약 폭발시 작동하는 폭발력을 이용하여 구속볼트를 절단하고 이와 동시에 구속을 해제하는 폭발식 분리장치가 주로 적용되고 있으나, 높은 체결력의 장점을 갖는 동시에 구속볼트 파단시 발생하는 충격이 큰 단점을 갖는다. 형상기억 합금은 메쉬와서⁽³⁾ 형태의 절연계에도 응용되고 있으나, 폭발식 분리장치 작동시 발생하는 고충격의 단점을 극복하기 위해 니켈과 티타늄의 합금인 니티놀이 갖는 온도에 따른 형상기억특성을 이용한 형상기억합금 비폭발식 분리장치⁽⁴⁾ 등이 우주임무에 적용되고 있다. 상기의 형상기억합금을 이용한 비폭발식 분리장치는 저충격의 장점이 있지만 고가이며 무게(≤ 1 kg)나 개발비용 그리고 공간상의 제약이 따르는 큐브위성에 적용하는 데는 한계가 존재한다.

일반적으로 극 초소형 나노위성분야에서는 공간 및 무게의 제한성 등으로 인해 체결선으로 구조물을 구속하고 열선으로 체결선을 절단하는 열선 절단 구속분리 방식^(5,6)이 적용되고 있으나 복수의 구조물의 구속 및 분리를 위해 다수의 열선을 사용해야 하는 등 시스템이 복잡해지고 체결선의 체결력이 폭발식 분리장치에 비해 상대적으로 약해 발사시 작용하중이 큰 구조물의 구속을 통한 구조건전성 확보에 있어 단점을 갖는다.

이 연구에서는 기존 분리장치의 문제점을 해결하기 위하여, 발사시에는 두 개로 분리된 너트를 체결선에 의한 체결력으로 구속너트를 형성하고 이에 구속볼트로 전개 구조물과 분리너트를 체결하여 발사환경에 대한 구조건전성을 확보하고, 궤도상에서는 열선 작동과 함께 체결선이 절단되고 이와 동시에 구속너트가 분리되어 구조물의 구속이 해제되는 열선 절단방식을 적용하여 구속해제 시 발생하는 과도 충격 응답으로 인한 주요 탑재임무장비 등이 손상되지 않도록 한 비폭발식 무충격 구속분리장치를 제안하였으며, EM(engineering model) 구속분리장치의 제작 및 시험을 통해 그 기능을 검증하였다.

2. 열선절단 방식을 적용한 구속분리장치

2.1 종래의 비폭발식 구속분리장치

Fig. 1은 TiNi-Aerospace사에서 개발한 형상기억 합금을 이용한 비폭발성 구속분리장치⁽⁴⁾로 형상기억

합금, 노칭 볼트 그리고 형상기억합금의 형상회복을 위한 히터로 구성된다. 작동원리는 분리대상 구조물을 노칭 볼트를 이용해 압축 변형된 형상기억합금에 체결하여 분리 대상구조물의 발사 구속력을 확보하고, 구조물의 구속해제 시에는 히터를 이용하여 형상기억합금에 열을 인가하면 형상기억합금은 원래의 형상을 회복하려고하고 이때 형상기억합금에 발생하는 복원력에 의해 볼트 노칭부에는 인장하중이 집중적으로 작용하여 노칭 볼트가 파단됨과 동시에 구조물의 구속이 해제된다. 상기의 장치는 구속볼트 파단시 축적된 에너지 방출에 따라 수반되는 충격이 존재하여 파이로를 적용한 폭발식 분리장치가 아님에도 불구하고 큰 충격 저감효과를 기대하기 힘들며, 고가의 장비여서 저가 개발이 요구되는 큐브위성에 적용하기에는 한계가 존재한다.

Fig. 2는 일본 동경공업대학에서 개발한 큐브위성 CUTE-I⁽⁵⁾ 전용 발사분리장치로 구속 체결력을 인가한 나일론 선을 열선에 의해 절단하고 구속을 분리하는 방식을 적용하고 있다. 이 메커니즘은 저가이며 비교적 적용이 간단하여 큐브위성용 구속분리에

Fig. 1 SMA non-explosive holding and release mechanism(Ref. (4))

Fig. 2 Heating wire cutting type holding and release mechanism for CUTE-I Cube Sat.(Ref. (5))

일반적으로 적용되는 무충격 구속분리장치이다. 그러나 이 장치의 경우, 구조물의 구속을 위해 4개의 구속장치 각각에 열선 절단방식의 적용을 필요로 하며, 이는 시스템의 복잡화에 따른 신뢰성 저하 원인으로 작용할 가능성이 존재한다.

2.2 열선 절단방식 구속분리장치 제안배경

이 연구에서는 기존의 구속분리장치의 단점을 극복하기 위한 구속분리장치를 제안하였으며 메커니즘의 제안배경 및 작동원리는 다음과 같다.

Fig. 3의 (a)는 임무정의로부터 도출된 큐브위성의 발사 시 수납형상으로 구조적으로는 상부판넬, 상부판넬 조립체, 주구조체, 지상국과의 교신을 위한 안테나 그리고 전력생성을 위한 태양전지판으로 구성된다. 궤도상에서의 임무수행을 위해 전개 대상 구조체인 상부판넬, 상부판넬 조립체, 안테나 그리고 태양

전지판은 궤도상에서 Fig. 3(b)와 같이 전개되어 운용되어야하며 이 논문에서는 상기의 임무수행을 위해 하나의 구속분리장치로 4개의 복수 구조체를 발사환경에서 구속하여 구조건전성을 확보하고 이와 동시에 궤도상에서 분리가 가능한 큐브위성용 열선 절단 방식 구속분리장치를 제안하였다.

이 메커니즘은 주로 상부 판넬 조립체에 축방향 구속력을 부가하며, 상부판넬조립체의 in-plane 방향의 구속력 부가를 위해 주구조체와 상부판넬 조립체의 접속부에 ball/socket 메커니즘을 적용하고 있다. 이와 동시에 안테나와 태양전지판 또한 상기 접속부에서의 구속유지가 가능하도록 하여 하나의 메커니즘으로 복수 구조체의 동시 구속이 가능하도록 설계하였다. 궤도상에서는 구속분리장치 작동시, Fig. 3(b)와 같이 상부판넬 조립체는 레일내부에 배치되어 압축된 스프링의 복원력으로 전개되며 이와 동시에 복수 구조물의 구속이 해제된다.

2.3 열선 절단방식 구속분리장치 작동원리

Fig. 4는 이 논문에서 제안한 큐브위성용 무충격 구속분리장치의 분리전/후의 형상으로 분리너트와 이를 체결하여 구속너트 형성을 위한 체결선, 분리너트의 구속해제를 위해 체결선 절단을 위한 열선,

Fig. 3 Conceptual design of cube satellite configuration

Fig. 4 Mechanism configuration

구속해제 대상 구조물과 분리너트의 체결을 위한 구속볼트, 이들을 감싸도록 배치된 외부케이스, 분리너트 작동 시 구속볼트와의 간섭방지를 목적으로 분리된 너트의 운동을 구속하기 위하여 분리너트와 외부케이스에 장착된 벨크로 그리고 분리너트의 분리를 원활하게 하기 위한 분리스프링으로 구성된다. 메커니즘에 적용된 소재는 큐브위성에 요구되는 1 kg 이하의 무게 요구조건 충족과 우주온도환경을 고려하여 경량이며 내열성 등의 장점이 있는 테플론을 적용하였다.

Fig. 5 Heating wire implementation

Fig. 6 Exploded view of EM holding and release mechanism

Fig. 7 Separation test set-up configuration

분리너트 조립 시에는 분리너트에 체결선 장착 용이성을 위한 체결선 장착 접속부를 따라 체결선을 배치하여 너트에 체결력을 부가하고, 이때 분리너트 내부에 장착된 분리 스프링은 압축되어 장착된다. 구성된 분리너트의 구속해제를 위해 체결선과 열선 접속부에 열선을 Fig. 5와 같이 체결선의 안쪽과 바깥쪽 부분을 통과하도록 열선을 장착하여, 체결선 절단 시 발생하는 체결선의 장력 이완 시에도 효율적으로 절단이 가능하도록 하였으며, 분리너트에는 V자 형태의 홈을 마련하여 분리너트의 구속해제를 위해 열선 작동 시, 열선과 분리너트의 접촉에 따른 열선의 열손실로 인한 절단시간 지연을 방지하였다.

상기와 같이 구성된 분리너트는 외부케이스를 통하여 구속볼트와 체결되며, 구속해제를 위해 열선 작동 시, 체결선이 절단되고 분리너트 내부에 압축된 분리스프링의 복원력으로 분리너트가 분리되어 구속볼트와의 구속이 해제된다. 분리너트 외부와 외부케이스 내부에는 벨크로를 장착하고, 열선 작동 후 분리된 너트가 분리스프링의 복원력으로 외곽으로 이동하여 분리너트와 외부케이스에 장착된 벨크로에 서로 부착되도록 하여 구속해제 시 발생 가능성이 있는 분리너트와 구속볼트의 간섭을 방지하였다.

3. EM 구속분리장치의 기능검증시험

이 논문에서 제안한 열선 절단 방식을 적용한 구속분리장치의 기능을 검증하기 위해 EM을 제작하였으며, 동작성능 확인을 위한 기능시험과 정하중 시험을 실시하였다. Fig. 6에 제작된 EM 구속분리장치의 분해형상을 나타낸다.

Fig. 7은 메커니즘의 동작성능 확인을 위한 기능시험 형상을 나타내며 인가전압에 따른 동작시간, 구속너트와 볼트분리 그리고 메커니즘 작동 시 분리된 2개의 너트가 스프링의 복원력에 의해 벨크로가 장착된 하우징에 부착되어 분리볼트와의 간섭 방지 가능 여부를 이 시험을 통해 확인 하였다. 분리시험에서는 구속볼트의 분리 상태 확인을 위하여 구속볼트를 스프링과 결합하여 장착하였으며, power supply로부터 열선에 정격전압을 인가하였다. 기능시험은 총 5회를 실시하였으며, Fig. 8과 같은 2가지 형태의 체결선과 열선 접속부를 갖는 분리너트를 적용하여 기능시험을 실시하였다. Table 1에 type-I 분리너트를 적

용한 시험결과를 나타낸다. Type-I은 type-II와 달리 분리너트의 열선체결 접속부에 V자 형태의 홈을 갖지 않고 분리너트에 체결선과 열선을 직접 장착한 형태로 분리너트와 열선 접속부에는 Al tape를 적용하였다. 총 5회 실시된 시험에서 3.3 V 전압인가 시에는 열선 작동에 따라 체결선의 일부가 절단될 때 체결선에 장력 이완이 발생하고 이와 동시에 체결선과 열선 접착이 이완되어 분리성능에 영향을 미침을 확인하였다. 한편, 분리너트의 열선 접속부에 V자 홈을 갖는 type-II의 경우, Table 2와 같이 총 5회의 분리시험에서 설계가 의도한대로의 정상작동을 확인하였으며 열선으로의 인가전압 증가에 따라 구속해제시간이 단축 가능함을 알 수 있다. 또한, 이 논문에서 제안한 큐브위성 전력제에 적용 예정인 PCM (power control module)의 정격전압인 3.3 V 인가시 열선절단을 위한 최대소모전력은 2.64 W이며, Li-ion 배터리(Clydespace사 CS-1UEPS2-10)의 최대 용량인 10 W를 고려할 경우 임무수행을 위해 충분한 전력공급이 가능함을 알 수 있다.

Fig. 9는 구속분리장치의 축방향 허용하중을 측정하기 위한 정하중시험 형상을 나타내며 로드셀(Dacell Com., UMM, 10 kgf)에 구속분리장치를 장착하여 분리장치에 작용하는 하중을 측정하였다. 큐브위성의 랜덤진동인증시험 규격인 14.1 Grms로부터 설계하중에 상응하는 42.3 G를 유추하고, 구속분리장치가 구속해야하는 상부 판넬의 무게 0.064 kg을 고려하면 구속분리장치는 축방향에 대해 26.53 N의 구조건전성이 확보되어야 한다. 정하중 시험에서는 상기의 정격하중을 3회 반복 인가 후 분리성능시험을 재수행하여 분리장치의 기능 재현성을 통한 축방향 구조건전성을 확인하였으며, 구속분리장치에 인가된

최대 하중인 32.72 N에 대해 약 6 N의 마진이 있음을 확인 하였다. 또한, Fig. 3(b)와 같이 상부판넬을 전개하기 위한 레일내부에 장착된 분리 스프링의 압축력은 상기의 상부판넬 조립체의 무게와 1 G 환경에서의 지상시험을 고려하고 2배의 마진을 적용할 경우 1.2 N으로 정하중 시험으로부터 측정된 구속분리장치의 허용하중은 32.72 N으로 충분한 구속력이

Fig. 9 Static load test set-up configuration

Fig. 10 Sequence of mechanism activation after static load test

Fig. 8 Separation nut with 2 types of heating wire interface

Table 1 Separation test results for type-I

No. of test	Input voltage(V)	Release time(s)	Bolt release	Nut release
1	6	0.8	Pass	Pass
2	6	0.8	Pass	Pass
3	3.3	6.0	Fail	Fail
4	3.3	6.0	Fail	Fail
5	3.3	6.0	Fail	Fail

Table 2 Separation test results for type-II

No. of test	Input voltage(V)	Release time(s)	Bolt release	Nut release
1	6	0.8	Pass	Pass
2	6	0.8	Pass	Pass
3	3.3	1.9	Pass	Pass
4	3.3	2.0	Pass	Pass
5	3.3	2.1	Pass	Pass

확보 가능함을 알 수 있다.

Fig. 10은 정하중 시험수행 후 구속분리장치의 기능 재현성 확인을 위한 기능시험 결과로 열선 작동으로부터 분리까지의 과정을 나타내며 정격하중 인가 후에도 구속분리장치의 성능에는 변화가 없음을 확인하였다. 열선작동으로부터 약 2초 후에는 분리 너트와 구속볼트의 구속이 해제되고 분리된 너트는 외부케이스에 부착되어 설계가 의도한 대로의 기능이 구현됨을 확인하였다.

4. 결 론

이 논문에서 제안한 열선 절단방식을 적용한 비폭발식 무충격 구속분리장치는, 체결력을 향상시켜 대상 구조물을 견고하게 구속 가능하여 발사시의 구조건전성을 확보할 수 있게 되며, 열선에 의한 절단방식을 적용하고 있으므로 구속분리장치 작동 시 발생하는 충격을 최소화 할 수 있다. 구속분리장치의 기능 검증을 위해 EM을 제작하였으며, 분리기능시험과 큐브위성의 랜덤진동 인증시험 규격으로부터 도출된 허용하중에 대한 구조건전성 판단을 위해 정하중시험을 실시하여 설계의 유효성을 입증하였다. 이 연구에서는 EM 시험을 통한 구속분리장치의 분리기능과 정하중 시험을 통해 허용하중에 대한 구조건전성만을 검증하였으나, 향후 진동시험과 열주기 시험을 수행하여 구속분리장치의 비행모델로의 적용가능성을 입증할 예정이다.

참 고 문 헌

(1) Chang, Y. K., Park J. H., Kim, Y. H., Moon, B. Y. and Min, M. I., 2003, Design and Development of HAUSAT-1 Picosatellite System(CubeSat), Proceedings of International Conference on Recent Advances in

Space Technology, pp. 47~54.

(2) Yoo, J. G., Seon, J. H., Jeong, Y. H., Glaser, D., Lee, D. H. and Robert, P., 2012, Thermal Analysis of TRIO-CINEMA Mission, Journal of Astronomy Space Science, Vol. 29, No. 1, pp. 23~31.

(3) Yoon, S. H., Jeong, H. K. and Han, J. H., 2011, Comparisons of Isolation Performances for the SMA Mesh Washer Isolator with the Variation of Pre-compressed Displacement, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 21, No. 2, pp. 162~168.

(4) <http://www.tiniaerospace.com>

(5) Konoue, K., Nakaya, K., Sawada, H., Ui, K., Hodoshima, R., Maeda, N., Okada, H., Miyashita, N., Iai, M., Nagahama, K., Urabe, T., Yamaguchi, N., Tsurumi, S., Mori, O. and Matunaga, S., 2001, A Development Summary of CUTE-I: Titech CubeSat 2001, Proceedings of the 45th Space Sciences and Technology Conference, Hamamatsu, October, 01-3D1, 2001, pp. 801~806.

(6) Junichi, K., Kataoka, J., Kuramoto, Y., Yatsu, Y. and Ikagawa, T., 2005, Design and Development of Tokyo Tech Pico-satellite Cute-1.7, Proceedings of SPIE 5898.

Hyun-Ung Oh received PhD in Dept. of Aerospace Engineering at Tokyo University in 1999. He is currently a assistant professor in Dept. of Aerospace Engineering at Chosun University, Korea. His research interest is space system engineering, space mechanism using smart materials for space application, semi-active vibration control and space thermal control.

Su-Hyeon Jeon is the 3rd undergraduate student in Department of Aerospace Engineering at Chosun University. She is in charge of structure and mechanism sub-system for cube satellite development. Her research interest is space structure design and deployable structure for space application.