

복수구조 전개 및 발사체 분리직후 시스템 자동운용을 위한 큐브위성의 메커니즘 설계

이명재* · 정현모** · 오현웅***

Mechanism Design of Cube Satellite for Multi-deployable Structures and Autonomous System Operation after Launcher Separation

Myoung-Jae Lee* · Hyun-Mo Jung** · Hyun-Ung Oh***

ABSTRACT

In case of cube satellite, it is difficult to realize the same performance as commercial satellite due to its highly restricted unit accommodation space. To maximize the performance of the cube satellite, design concept considering the multi-function of satellite is required. In this paper, mechanism design of cube satellite which is applicable for the holding and release of multi-deployable structures has been proposed and investigated. In addition, a switch mechanism design for the autonomous system operation just after the cube satellite separation from P-POD has also been proposed. The effectiveness of the mechanism design for holding and release of multi-deployable structures has been demonstrated by EM test of the holding and release mechanism.

Key Words : Cube Satellite, Shockless Release Mechanism, Separation Device

1. 서 론

최근 나로호 발사 성공을 계기로 우주산업에 대한 관심이 전 국민적으로 고취되고 있다. 대형위성에 비해 크기 및 성능 면에서 한계가 존재하나 다양한 임무수행이 가능한 큐브위성도

많은 주목을 받고 있으며 해외 개발선진국에서는 활발하게 관련분야 연구가 진행 중에 있다. 큐브위성은 초소형 위성으로 분류되며, 기본 크기가 1U를 기준으로 10cm×10cm×10cm로 저가개발 및 개발기간 단축이 가능하다. 지구 관측을 비롯해 과학 실험, 부품의 궤도성능 실험 그리고 신기술에 대한 궤도검증에 이용되고 있다.

국내에서는 한국항공대학교의 HAUSAT[1]의 개발을 시작으로 경희대학교가 미국 버클리대학교와 공동 개발한 CINEMA[2]가 현재 궤도 운용 중에 있고 큐브위성의 중요성이 대두됨에 따라 교

†2013년 8월 20일 접수 ~ 2013년 9월 24일 심사완료

* 학생회원, 조선대학교 항공우주공학과 학부생 3년

** 학생회원, 조선대학교 항공우주공학과 학부생 4년

*** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

연락처: E-mail: ohu129@chosun.ac.kr

육과과학기술부와 한국항공우주연구원이 주관하여 제 1 회 큐브위성 경연대회가 열리는 등 향후 동 분야의 활발한 연구개발이 예상된다.

큐브위성과 같은 초소형위성의 경우 제한된 공간 및 무게 등의 제약조건으로 인해 일반위성과 같은 성능을 구현함에 있어 어려움이 따른다. 이를 극복하기 위해서는 시스템을 단순화하면서도 최대한의 기능구현이 가능한 다기능 큐브위성의 개발이 요구된다.

본 논문에서는 큐브위성 전용 사출장치인 P-POD로부터 위성이 분리됨과 동시에 시스템이 자동으로 운용되도록 분리 스프링과 기계식 스위치를 조합한 메커니즘을 제시하였다. 또한 다기능 큐브위성 개발을 목적으로 다수의 전개 구조물의 동시 구속 및 분리를 위한 비폭발식 무충격 구속/분리 장치와 이를 적용한 구조설계를 제안하였으며 설계의 유효성을 EM(Engineering Model) 시험을 통해 입증하였다.

2. 큐브위성 구조형상 및 전개원리

본 논문에서 제시한 큐브위성의 1차 임무는 탑재카메라를 이용해 지구를 배경으로 한 태극기 영상 획득이며, 2차 임무는 1차 임무 종료 후, 탑재 카메라의 시야각을 확보하여 지구영상을 지속적으로 획득하는 것이다. 상기의 임무수행을 위한 큐브위성의 구조형상을 제안하였으며, Fig. 1은 발사시 수납형상(a)과 궤도상에서의 1차 전개형상(b) 그리고 2차 전개형상(c)를 나타낸다. 궤도상에서는 먼저 1차 임무수행을 위해 태극기 형태의 홈이 새겨진 상부패널(Upper Panel)을 포함한 상부패널 조립체(Upper Panel Assembly)를 이용하여 모노폴/다이폴 안테나(Monopole/Dipole Antenna) 그리고 태양전지판을 구속하고, Fig. 1 (b)와 같이 상부패널 조립체를 전개시, 상기의 복수 구조물이 전개되는 개념의 구조체이다. 이를 위해 3.3 절에서 제시하는 바와 같이 기존의 큐브위성에서 적용되는 열선에 의한 나일론선 커팅방식을 적용하

여 하나의 구속분리장치로 상부패널 조립체를 포함한 복수 구조체를 동시에 구속/분리 가능한 메커니즘을 제안하였다.

1차 임무종료 후에는 지구영상을 지속적으로 획득하여야하며 Fig. 1 (c)에 나타난 것과 같이 지구에 대한 카메라 시야각 확보를 위해 상부패널의 전개가 요구된다. 상부패널의 구속해제는 큐브위성에 일반적으로 적용되는 니크롬열선에 의한 나일론 커팅 방식을 적용하였으며, 구속해제와 함께 토션 스프링의 복원력으로 전개가 이루어진다.

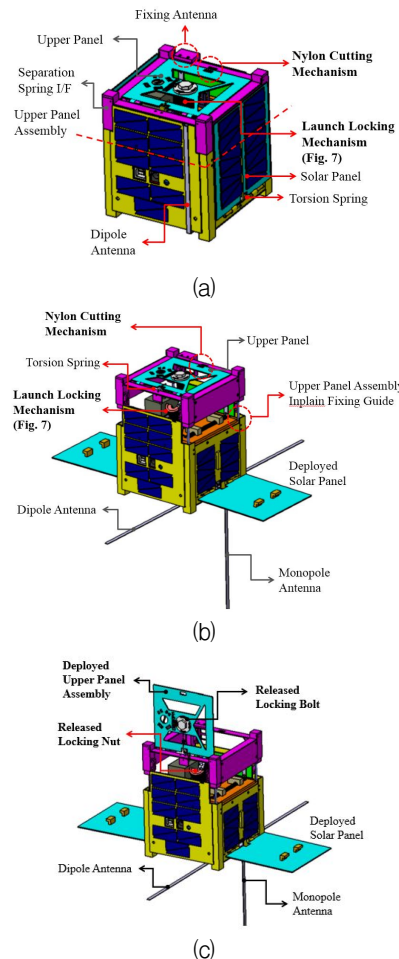


Fig. 1 Transcuber Configuration with Launch Locking Mechanism [(a) before deploy (b) 1st deploy (c) 2nd deploy]

3. 큐브위성 메커니즘

다음은 상기에서 정의된 임무수행을 위해 P-POD 분리 직후 위성의 정상 분리 상태 확인 및 이와 동시에 시스템의 자동운용을 위한 스위치 메커니즘, 복수구조물의 동시 구속해제 및 전개를 위해 적용된 구속/분리 장치 그리고 이를 적용한 태양전지판과 모노폴/다이폴 안테나의 구속 및 작동원리에 대해 기술하고자 한다.

3.1 P-POD

Figure 2는 큐브위성의 발사부터 궤도진입까지의 과정을 나타낸다. 큐브위성은 주 위성이 탑재된 발사체의 PAF(Payload Attach Fitting) 부에 Fig. 3과 같은 큐브위성 전용 사출장치인 P-POD를 이용하여 탑재되며, 위성의 사출은 P-POD 내부에 압축되어있던 스프링의 복원력에 의해 이루어진다. P-POD에는 1U를 기준으로 설계된 큐브위성의 경우, 복수의 위성의 분리가 가능하며, 위성은 압축된 스프링으로 지지되어 있어 발사하중의 전달을 최소화 할 수 있는 장점을 갖는다.



Fig. 2 Launch Sequence



Fig. 3 P-POD [3]

3.2 Kill 스위치 메커니즘

위성전용 사출장치인 P-POD에는 분리된 위성의 분리 상태를 판단할 수 있는 메커니즘이 없으며 일반적으로 큐브위성 접속부에 스위치를 장착하여 분리성공여부를 확인하기 때문에 이를

위한 스위치 장착이 필수적으로 요구된다. 본 논문에서는 분리상태 확인과 동시에 P-POD로부터 큐브위성이 분리된 직후의 초기 궤도운용의 용이성을 위하여 지상국과의 교신 없이도 시스템 작동이 가능하도록 하는 스위치 설계를 적용하였으며 일반적으로 이러한 기능의 스위치를 Kill 스위치라 칭한다.

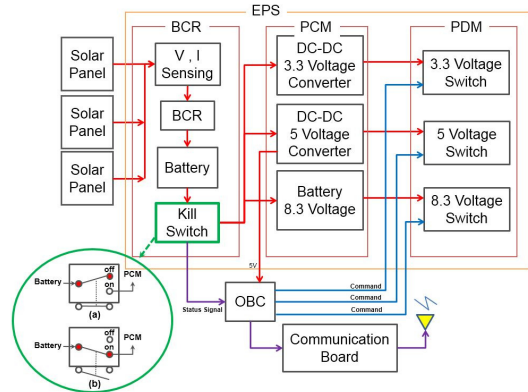


Fig. 4 System Block Diagram

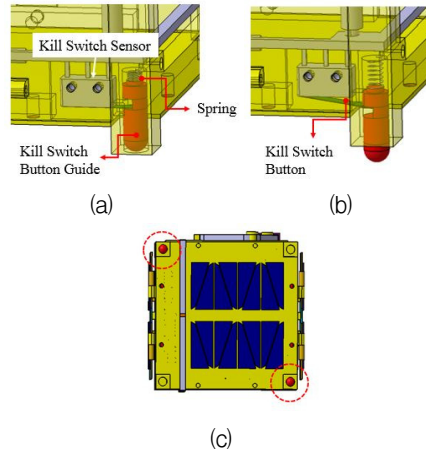


Fig. 5 Kill Switch Mechanism [(a) Power Off (b) Power On (c) Position]

Figure 4는 본 논문에서 제안한 큐브위성의 간략화 된 시스템 기능 블록다이어그램으로 이를 구현하기 위해 Fig. 5와 같은 Kill 스위치 메커니즘을 제안하였다. 스위치는 Fig. 4와 같이 배터리와 PCM(Power Condition Module)의 사이에 위치하며 큐브위성이 P-POD에 장착되어 있

는 동안에는 외부 스위치가 On 상태를 유지하고 이때 내부 스위치는 Off 상태를 유지하여 배터리로부터의 전력 소모가 없도록 한다. Kill 스위치가 P-POD로부터 분리 후에는 상기와 반대로 작동하여 배터리로부터의 전력이 PCM으로 공급되며 적정 전압으로 변압되어 큐브위성의 정상 작동이 자동으로 시작된다. 이와 동시에 OBC(On Board Computer)에서는 Kill 스위치의 Status Signal을 받아들이고, 통신보드를 경유하여 지상국으로 보내어 큐브위성이 정상 작동된 신호를 송출한다.

Figure 5는 상기와 같이 P-POD 분리직후 분리 상태 확인과 시스템 자동작동을 위해 제안된 Kill 스위치 접속부 메커니즘을 나타낸다. 스위치는 위성체 내부에 장착되어 있고 스프링과 결합한 스위치 가이드를 이용하여 작동한다. 스위치 가이드는 위성이 분리시 초기속도를 얻기 위한 역할을 동시에 수행한다. Fig. 5 (a)는 P-POD 장착 시 타 큐브위성의 프레임 부분과 맞닿아 외부 스위치가 On 상태를 유지하는 형상이며, Fig. 5 (b)는 궤도 진입시 스프링의 복원력에 의해 외부 스위치가 Off 상태로 변환된 형상을 나타낸다. 상기의 내용을 Fig. 4의 Kill 스위치 블록 다이어그램으로 설명하면 2개의 내/외부 스위치가 연동상태로 이루어져있어 외부 스위치가 떨어져있을 경우에 위성은 Power on 상태가 되고, 접촉해 있을 경우에는 Power off 상태가 된다. Kill 스위치 메커니즘은 Fig. 5 (c)와 같이 시스템의 신뢰도 향상을 Primary와 Redundant가 적용되었으며 프레임 하부 2 부분에 장착되어 있다.

3.3 구속/분리 장치

3.3.1 구속/분리 장치의 작동원리

Figure 6은 큐브위성에 일반적으로 적용되는 열선 구속해제 방식[4]으로 니크롬열선에 인가된 열로 나일론선을 커팅하여 구속 대상체를 분리한다. 상기의 방식은 비폭발식으로 이루어져 저충격이며, 비용적인 측면에서도 저렴하다는 장점이 존재하나, 본 논문에서 제안한 복수 구

조물의 동시 구속 및 전개를 위해서는 복수의 열선이 필요하는 등의 시스템의 복잡화를 비롯해 다수 구조물 구속을 위한 체결력 확보에 문제점이 예상된다.

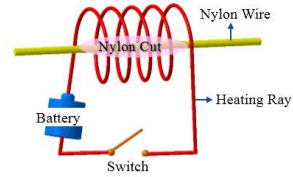


Fig. 6 Nylon Cutting Method

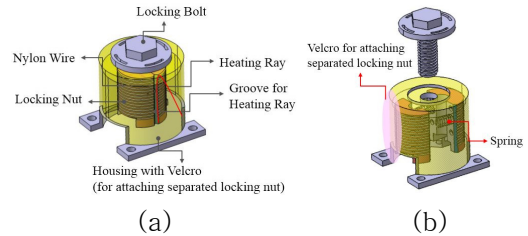


Fig. 7 Non-explosive Shockless Release Mechanism [(a) before release (b) after release]

상기의 큐브위성에 일반적으로 적용되는 나일론선 커팅 방식의 단점 극복을 위하여, 본 논문에서는 기존의 열선에 의한 나일론선 커팅 방식을 적용하여 복수 구조물의 동시 구속 및 분리 그리고 높은 체결력 유지가 가능한 큐브위성용 구속/분리 장치를 고안하였다. Fig. 7은 큐브위성의 상부패널 조립체의 1차 전개에 적용된 구속/분리 장치의 분리 전/후의 형상이다. 구속/분리 장치는 구속볼트, 구속너트, 나일론선, 니크롬열선, 외부하우징, 벨크로 그리고 전개스프링으로 구성된다. 두 개의 분리된 구속너트의 가이드 홈에 나일론선을 감아 장력을 부가하여 구속너트를 형성하고 여기에 구속볼트를 결합하여 하나의 메커니즘을 형성한다. 구속볼트의 축방향 구속력을 확보하기 위해 구속볼트와 너트를 스크류 체결하여 구속력을 확보한다. 구속볼트와 너트의 분리를 위해서는 나일론선과 함께 결합된 니크롬열선에 전류를 유도하여 나일론선을 절단하고 이와 동시에 너트의 분리와 함께 구속볼트의 횡방향 구속이 해제된다. 구속

이 해제된 너트는 너트안쪽에 설치된 스프링의 복원력에 의해 각각 좌우측 방향으로 분리되며, 분리된 구속너트와 구속볼트의 간섭을 피하기 위해 너트와 외부하우징에 벨크로를 장착하여 분리된 후의 너트의 운동을 구속한다.

3.3.2 구속/분리 장치 EM의 기능시험 결과

Figure 8는 구속/분리 장치의 동작성능 확인을 위한 메커니즘 EM(Engineering Model)의 기능시험 형상을 나타내며 인가전압에 따른 동작 시간, 구속너트와 볼트분리 그리고 메커니즘 작동 시 분리된 2개의 너트가 스프링의 복원력에 의해 벨크로가 장착된 하우징에 부착되어 분리 볼트와의 간섭 방지 가능여부를 본 시험을 통해 확인하였다. 시험에서는 구속볼트의 분리 상태 확인을 위하여 구속볼트를 Fig. 8 (a)과 같이 스프링과 결합하여 장착하였으며 Power Supply로부터 니크롬열선에 전류를 인가하였다. 3.3V, 2.5A를 열선에 인가시 분리시간은 약 2초로 나일론선 커팅과 함께 구속볼트와 너트가 정상적으로 분리됨을 확인하였다. Fig. 8 (b)를 통하여 설계가 의도한대로의 기능이 구현됨을 확인할 수 있다. 기능시험은 총 5 회를 실시하였으며 모두 정상작동이 이루어짐을 확인하였다.

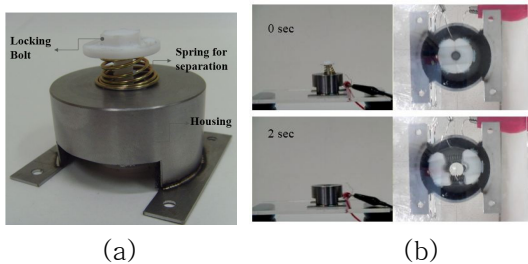


Fig. 8 Mechanism EM Configuration [(a) EM Mechanism (b) Sequence of Mechanism Actuation]

3.4 태양전지패널 메커니즘

본 논문에서 제안된 구속/분리 장치는 상부패널 조립체 모듈에 축 방향 구속력을 부가하며, 주 구조체와 상부패널 조립체의 레입부 접속부에 Ball & Socket 메커니즘과 유사한 고정 가이드를 적용하여 조립체의 inplane 방향에 구속력

을 부가한다. 메커니즘의 축 방향 구속해제 후, 상부패널 조립체의 전개는 Fig. 9 (b)에 표시된 상부패널 조립체 4개의 빔 내부에 배치되어진 코일 스프링의 복원력으로 전개된다. Fig. 9 (a)는 태양전지패널의 구속형상이며 패널 내부의 고정부를 상부패널 조립체가 구속하고 상부패널 조립체 전개시 태양전지패널에 장착된 토션 스프링의 복원력에 의해 전개된다. 상기 전개패널에 적용된 스프링 토크값은 다음식과 같이 ECSS Rules[4]를 적용하여 도출하였다.

$$T_{spring} \geq 2(1.1 T_g + 3 T_f) \quad (1)$$

여기에서, T_g 는 지상전개시험을 고려한 중력 토크값을 의미하며, T_f 은 마찰토크로 태양전지패널의 회전구동 접속부에서의 마찰에 의한 토크값을 의미한다. Table 1은 식(1)로부터 도출된 태양전지패널에 적용된 토션 스프링에 요구되는 토크값을 나타낸다. 상부패널 조립체 전개를 위한 코일 스프링의 경우도 지상전개시험을 고려한 강성을 갖는 스프링을 선정하였다.

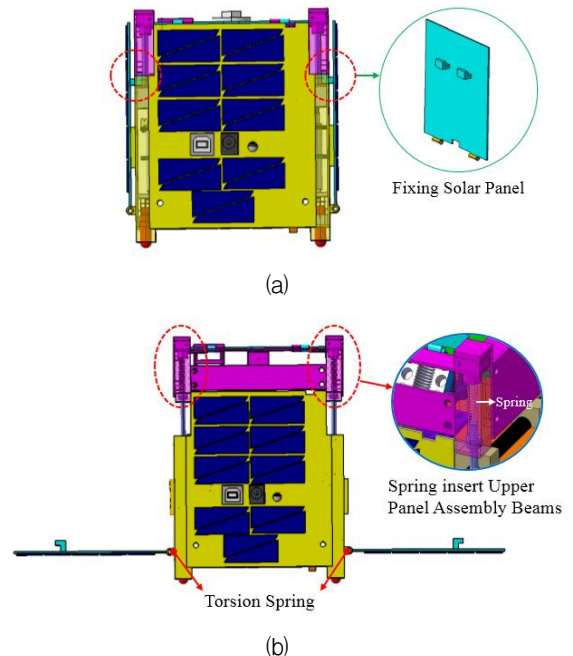


Fig. 9 Solar Panel & Upper Panel Assembly [(a) before release (b) after release]

Table 1 Torque Budget for Solar & Upper Panels

Items	Torque values (Nm)	Remarks
Tg	0.012	-
Tf	0.00015	2 EA
Tspring	0.0282	Require torque

3.5 안테나 메커니즘

큐브위성에는 지상국과의 송수신을 위하여 모노폴 안테나(Monopole Antenna)와 다이폴 안테나(Dipole Antenna)가 요구된다. P-POD에 탑재 시 안테나의 구속은 상부패널 조립체로 이루어 지는데 Fig. 10 (a)는 안테나의 구속 형상으로 다이폴 안테나는 안테나 끝부분에 고정가이드와 사이드패널의 구속 홈과 결합하여 구속이 이루어지게 되며, 모노폴 안테나는 약 50cm의 길이로 롤 형식을 취하여 별도의 전용 구속 케이스를 이용해 구속이 이루어진다. 두 개의 안테나 모두 상부패널 조립체의 구속해제와 동시에 Fig. 10 (b)와 같이 안테나 자체의 복원력으로 전개되어진다.

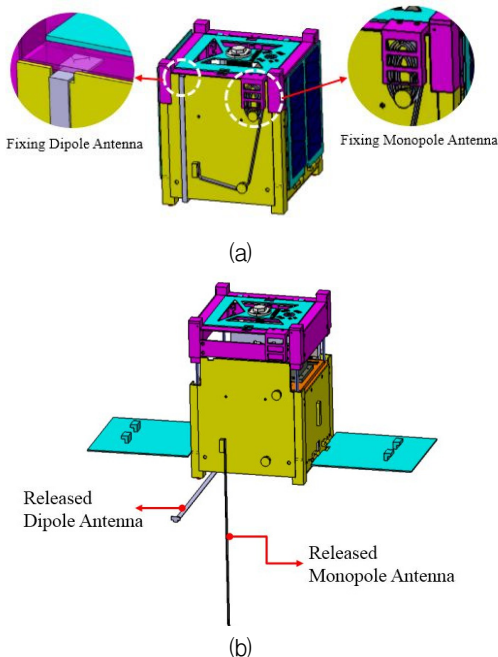


Fig. 10 Antenna Mechanism [(a) before release (b) after release]

4. 결 론

본 논문에서는 큐브위성 전용 사출장치인 P-POD로부터 위성이 사출됨과 동시에 시스템이 자동으로 운용되도록 분리 스프링과 기계식 스위치를 조합한 메커니즘을 제시하였다. 또한 다기능 큐브위성 개발을 목적으로 다수의 전개 구조물의 동시 구속 및 분리를 위한 비폭발식 무충격 구속/분리 장치와 이를 적용한 구조설계를 제안하였으며 설계의 유효성을 EM 시험을 통해 입증하였다. 상기의 연구를 통하여 본 논문에서 제안한 메커니즘 설계는 큐브위성의 Kill 스위치 작동 후 시스템 자동 운용이 가능하며, 다구조 구속/분리가 가능함을 확인하였다.

참고 문헌

- [1] 강민영, 박진한, 장영근, “HAUSAT 위성의 개념설계”, 한국항공우주학회지, 제 15권, 제 2호, 2000, pp. 177-182.
- [2] 선종호, 진호, 김관혁, 전상민, 이동훈, R. Lin, 이재진, “초소형 우주과학 Mission TRIO-CINEMA”, 한국항공우주학회지, 제 11호, 2009, pp. 1018-1020.
- [3] <http://www.forth.aero.cst.nihon-u.ac.jp>
- [4] 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., “A Development Summary of CUTE-I: Titech CubeSat 2001,” Proc. the 45th Space Sciences and Technology Conference, Hamamatsu, October, 01-3D1, 2001, pp. 801-806 (In Japanese)
- [5] European Cooperation for Space Standardization (ECSS-E-ST-33-01C): Mechanism.