

큐브위성 발사관 국산화 시제품 개발

탁경모^{1*}, 차원호²

스페이스베이(주)¹, KAIST 인공위성연구소²

Localized Proto-type Model Development of Cubesat Deployer

Gyungmo Tahk^{1*}, Won Ho Cha²

Key Words : P-POD(Poly Picosatellite Orbital Deployer), 큐브위성(Cubesat), 발사관, 위성 고정장치

서론

임무 목적형 초소형위성으로 구분되는 큐브위성(Cubesat)은 가로, 세로, 높이가 각각 10cm인 정사각형 모양으로 무게가 1kg 내외로 규격화되어 있다. 최근 인공위성의 소형, 저비용, 고성능화 개발추세에 따라 전 세계적으로 큐브위성이 급속히 증가하는 추세이며 국내에서는 한국항공우주연구원의 지원으로 대학 주도하에 2년을 개발 주기로 개발되어왔다. 특히 최근에는 큐브위성 전문 벤처기업들이 출범하여 큐브위성의 상용화를 가속화 하고 있으며 2021년에 예정된 한국형 우주발사체 시험 발사에도 여러 대의 큐브위성이 탑재될 계획이다.

큐브위성은 우주발사체에 탑재된 전용 발사관에 의해서 우주 궤도로 진입된다. 큐브위성 발사관은 다수의 위성을 우주발사체에 탑재하고 우주 궤도에서 발사체로부터 위성을 분리하는 역할을 하므로 큐브위성 발사를 위한 필수 장치이지만 아직 상용 우주발사체를 보유하고 있지 않은 국내에서는 국내 기술로 개발된 사례가 없다. 본 논문에서는 국내 최초로 KAIST 인공위성연구소에서 개발되고 있는 큐브위성 발사관의 시제품 설계결과와 전산응용해석에 의한 설계검증 결과를 다룬다.

시스템 구성과 기능

큐브위성 발사관은 다수의 큐브위성을 우주 궤도에서 우주발사체로부터 분리하는 장치로 P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer)라고 불린다.⁽¹⁾ 발사관은 기능적으로 위성을 분리장치에 담고 출구로 위성을 유도하는 컨테이너 장치, 위성을 출구로 밀어주는 스프링 장치, 출구를 개방하여 위성을 발사관으로부터 분리하는 개폐 장치 (도어, 도어 스프링)로 구성된다.

그림 1은 큐브위성 발사관의 형상과 기능에 따른 시스템 구성을 나타내며 발사관은 1U 위성 3기 혹은 3U 위성 1기를 탑재할 수 있는 크기로 설계되었다. 발사관은 가혹한 발사환경에서 발사관 내부에 탑재된 위성을 보호할 수 있어야 하며 발사관의 도어가 개방되었을 때 스프링의 힘으로 다수의 큐브위성을 발사관 외부로 완전하게 분리할 수 있도록 설계되어야 한다.

우주발사환경에서 발사관 기능의 정상 동작 여부를 검증하기 위하여 큐브위성과 발사관 조립체의 발사환

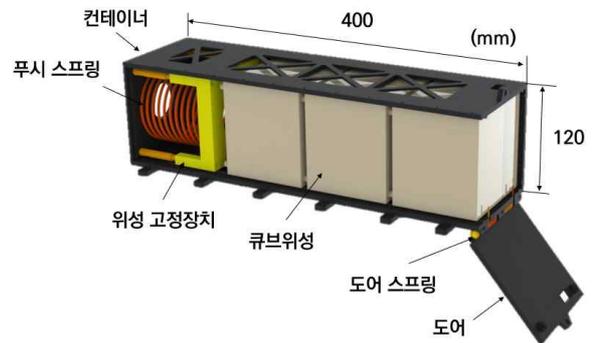


Fig. 1. 큐브위성 발사관 시스템 구성도

경시험이 진행된다. KAIST 인공위성연구소에서는 지난 수년간 해외 우주발사체 탑재용으로 개발된 국내 큐브위성과 해외 발사관 조립체의 발사환경시험을 수행해왔으며 이 과정에서 발사관 내에서 큐브위성의 파손과 기능 고장 및 발사관과 큐브위성의 기구적인 끼임으로 인한 분리장애와 같은 문제점들을 경험하였다. 이러한 문제점들은 여러 차례의 검증시험을 통하여 발사관의 기계적인 잠재적 결함에 기인하는 것으로 분석되었으며 실제 우주 발사와 위성 분리과정에서 큐브위성의 궤도진입 실패 및 기능 고장 가능성을 증가시키는 하나의 원인으로 예상된다.

표 1은 해외 우주발사체에서 사용되고 있는 큐브위성 발사관과 국내에서 개발하고 있는 발사관의 시스템 구성을 비교한 것이다. 해외 발사관에서는 지원하지 않는 위성 고정장치는 발사관 내에서 위성의 비정상적인 진동을 방지하여 위성 발사과정에서 발생할 수 있는 위성의 파손과 기능 고장을 방지하는 역할을 한다 (표 2).

Table 1. 발사관 구성 시스템 비교

시스템 구분	해외 발사관	국내 발사관
컨테이너	○	○
푸시 스프링	○	○
위성 고정장치	X	○
개폐 장치	○	○

Table 2. 위성 고정장치의 기능과 효과

기능	효과
위치 정렬 및 고정	· 위성의 파손 및 고장 방지 · 분리 동작 중 구조적 기임으로 인한 분리 실패 방지
가변식 고정 토크	· 위성 분리 후 자세 불안정 최소화

시제품 설계 및 검증 결과

큐브위성 발사관 국산화 시제품의 설계 사양을 정하기 위하여 해외 우주발사체에 사용되고 있는 발사관의 설계 사양에 대한 기술조사가 이루어졌다.^{(1),(2),(3)} 표 3은 발사관 시제품의 주요 설계 사양과 설계결과를 나타내며 해외 발사관 대비 동일 항목과 동등 수준으로 설계 사양을 정하였다.

발사관 외관의 허용 크기 내에서 무게 제한 조건을 만족하도록 재료를 선정하고 형상설계가 이루어졌으며 발사관의 도어 개방 후 위성이 푸시 스프링에 의해서 토출되는 속도를 만족하도록 코일 스프링의 강성을 결정하였다. 도어 열림 각은 도어 개방 후 도어와 위성 간에 기계적인 간섭이 발생하지 않는 조건으로 정해졌으며 도어 완전 개방 후 다시 닫히는 현상이 발생하지 않도록 개방된 도어를 고정하는 장치가 설치되었다. 발사환경에서 우주발사체에 탑재된 발사관의 공진을 회피하기 위하여 발사관의 고유진동수를 제한하고 있다. 다수의 해외 발사관에서 서로 다른 고유진동수 제한 조건을 요구하고 있는 것으로 나타났으며 이들 조건 중 하나를 1차 고유진동수 요구조건으로 정하였다.

표 3의 설계결과에서 모든 설계 항목이 설계 사양을 만족함을 알 수 있다. 그림 2는 발사관의 고유진동해석결과를 나타내며 1차 고유진동수 228Hz로 설계 사양을 만족한다(표 3).

Table 3. 설계 사양 및 결과

항목	설계 사양	설계 결과
크기	135×160×410 mm	115×140×410 mm
무게	3 kg 이내	2.85 kg
발사속도	0.5 ~ 1.0 m/s	0.77 m/s
도어 열림각	100° 이상	135°
1차 고유진동수	200 Hz 이상	228 Hz

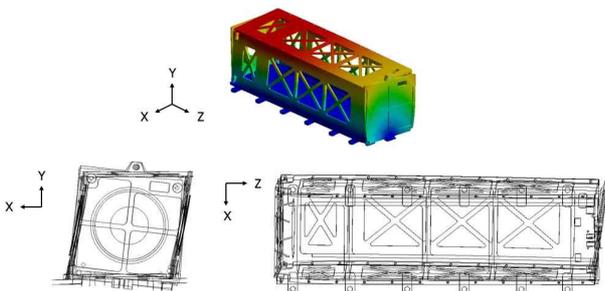


Fig. 2. 1차 고유 진동모드 (고유진동 해석결과)

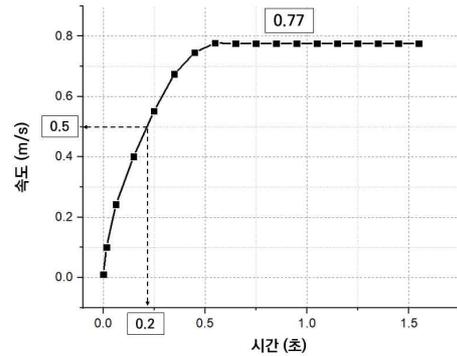
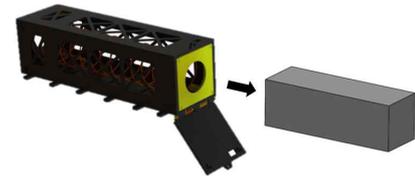


Fig. 3. 발사속도 (다물체 동역학 해석결과)

그림 3은 푸시 스프링 동작에 의한 큐브위성의 발사속도 변화를 다물체 동역학해석을 통해 예측한 결과로 발사 0.2초 후에 목표 발사속도인 0.5 m/s에 도달하며 최대 속도는 0.77 m/s로 설계 사양을 만족한다.

결론

국내 최초로 큐브위성 발사관의 시제품 개발이 진행되고 있으며 해외 발사관의 주요 기능과 성능을 만족하면서 해외 발사관의 발사환경시험 중에 나타났던 기계적인 문제점을 개선할 수 있는 메커니즘을 개발하여 적용하였다. 해외 발사관 대비 동등 수준으로 설계 사양을 정하고 전산응용 형상설계와 해석을 통해 시제품을 설계하고 설계결과의 타당성을 입증하였다. 이러한 설계결과를 바탕으로 시제품에 대한 발사환경시험과 2차 연도의 인증모델 개발이 진행될 예정이다.

후기

본 논문은 중소벤처기업부 '2018년도 창업성공패키지 사업화 지원' 1차 연도 사업비 지원으로 수행한 산학공동 연구결과입니다.

참고문헌

- 1) D. Pignatelli, "Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk. III Rev. E User Guide", The CubeSat Program, California Polytechnic State University, 2014, pp.9~12.
- 2) "Rail Picosatellite Orbital Deployer User Guide for Payloads and Launch Vehicles", Tyvak Nano-Satellite Systems Inc., 2016, pp.10~12.
- 3) Armen Toorian, "Redesign of the Poly Picosatellite Orbital Deployer for the Dnepr Launch Vehicle", MS Thesis, California Polytechnic State University, 2007, pp.40~49.