

큐브위성 발사관 시제품 제작 및 설계 적합성 검증

탁경모^{1*}, 차원호²,
스페이스베이(주)¹, KAIST 인공위성연구소²

Prototyping and Design Verifications for Cubesat Deployer

Gyungmo Tahk^{1*}, Won Ho Cha²

Key Words : 큐브위성, 발사관, P-POD(Poly Picosatellite Orbital Deployer), 진동시험, 발사환경시험

서론

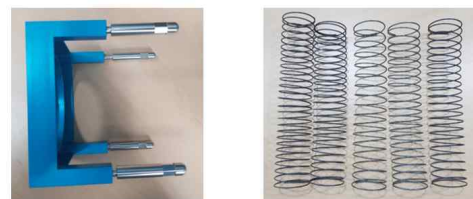
큐브위성은 우주발사체에 탑재된 전용 발사관 (P-POD : Poly Picosatellite Orbital Deployer)에 의해 우주 궤도로 진입되며 발사관은 진동과 충격 같은 가혹한 발사환경에서 위성을 보호하고 우주궤도에서 위성을 발사체로부터 분리하는 기능을 제공하므로 발사관 설계과정에서 설계기준 만족 여부를 검증받아야 한다. 이러한 설계 적합성 검증과정에는 발사관의 고유진동수와 큐브위성 발사가능 및 발사속도에 대한 이론 및 실험적 평가가 포함된다.

KAIST 인공위성연구소에서는 산학공동으로 큐브위성 발사관 시제품 개발을 완료하고 그 결과를 국내 최초로 공개하였으며^[1] 현재 인증모델 개발을 진행하고 있다. 본 논문에서는 발사관 시제품 제작결과와 전산응용해석 및 발사환경시험을 통한 설계 적합성 검증결과를 제시하였다.

시제품 제작

Fig. 1은 시제품으로 제작된 발사관의 형상과 기능에 따른 시스템 구성을 나타낸다. Fig. 1 (A)는 발사관 전체의 형상과 크기를 나타내며 (B)는 발사관의 핵심 기능을 구현하는 내부 부품의 구조를 나타낸다.

KAIST 인공위성연구소에서는 국내 큐브위성과 해외 발사관 조립체의 발사환경시험을 수행하면서 발사관 내부에서 큐브위성의 비정상적인 진동으로 인한 기능고장, 분리 장애와 같은 문제점들의 발생 원인을 분석해 왔으며 이와 같이 발사관에 의해 발생하는 위성의 파손과 고장을 방지하기 위하여 Fig. 1 (B)-(a)와 같은 위성 고정장치를 개발하였다. 이 장치의 사용으로 발사



(a) Cubesat Fixture (b) Push Spring
(B) Functional Parts

Fig. 1. Prototype Model of Cubesat Deployer

관과 큐브위성의 조립 및 실제 발사과정에서 발생할 수 있는 발사관 부품의 잠재적 기능결함을 능동적으로 차단할 수 있다는 점에서 일부 해외 발사관에서 사용되고 있는 수동형 위성 고정장치와는 기능적으로 차별화되어 있다.

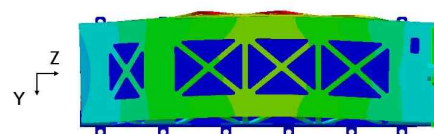
전산응용 구조해석

발사관은 가혹한 발사환경에서 발사관 내부에 탑재된 위성을 보호할 수 있어야 하며 푸시스프링의 힘으로 다수의 큐브위성을 분리할 수 있도록 설계되어야 한다. 따라서 본 논문에서는 전산응용해석을 통하여 발사관의 설계기준인 1차 고유진동수 만족 여부와 발사속도 분석을 통한 푸시스프링의 강성설계 적합성을 검증하였다. Fig. 2는 발사관의 1차 고유진동모드와 고유진동수를 나타내며 해석결과는 설계기준을 만족한다.

Fig. 3은 푸시스프링 동작에 의한 큐브위성의 발사속도 변화를 다물체 동역학해석을 통해 예측한 결과로 발사 0.2초 후에 목표 발사속도인 0.5 m/s에 도달하며 최대 속도는 1.05 m/s로 설계기준을 만족한다.

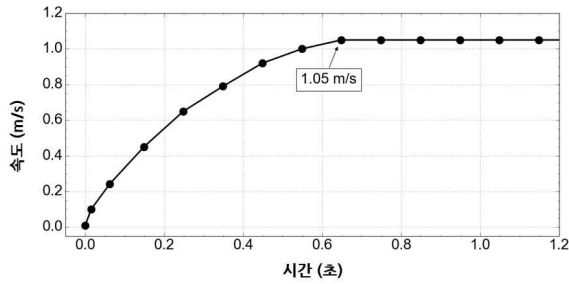


(A) Overall Layout



항목	설계기준	해석결과
1차 고유진동수	500Hz 이상	685Hz

Fig. 2. 1st Natural Mode and Frequency



항목	설계기준	해석결과
발사속도	0.5 ~ 1.5 m/s	1.05 m/s

Fig. 3. Deployment Time-Velocity Curve

발사환경시험

큐브위성 발사관은 발사환경에서 진동과 충격 같은 외부 가진력을 받게 되므로 발사체와 탑재체 간에 발생할 수 있는 공진현상을 방지하기 위한 고유진동수 조건을 만족해야 한다^{[2],[3]}. 또한 큐브위성이 분리되고 정상적인 임무 수행을 하기 위해서는 큐브위성의 발사속도를 특정 범위에서 제한할 필요가 있다^[4]. 본 논문에서는 발사관의 고유진동수와 푸시스트링의 강성설계 적합성을 실험적으로 검증하기 위하여 진동 및 발사동작 시험장치를 이용하여 발사관의 고유진동수와 발사속도를 측정하였다. Fig. 4와 Fig. 5는 각각 발사관 진동시험장치와 측정결과를 나타내며 발사관의 1차 고유진동수는 설계기준을 만족한다. Fig. 6은 큐브위성 발사속도 측정에 사용된 시험장치와 측정결과를 나타내며 큐브위성의 발사속도는 설계기준을 만족한다.

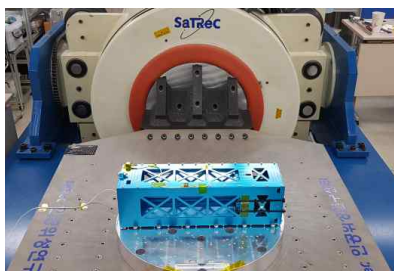
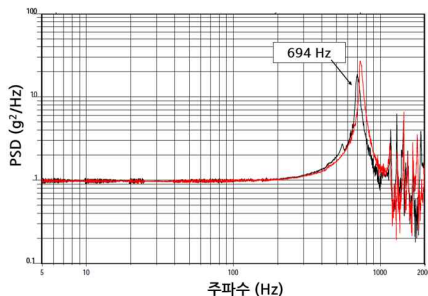
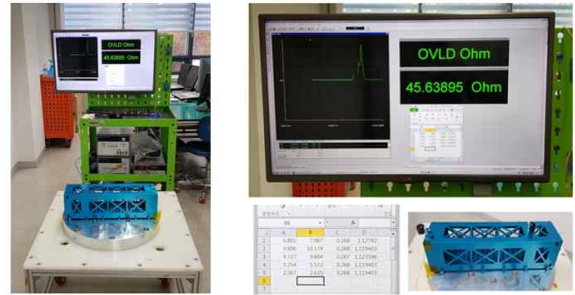


Fig. 4. Vibration Test Setup



항목	설계기준	측정결과
1차 고유진동수	500Hz 이상	694Hz

Fig. 5. 1st Natural Frequency of Deployer



항목	설계기준	측정결과
발사속도	0.5 ~ 1.5 m/s	1.11 m/s

Fig. 6. Deployment Test Result

결론

전산응용 구조해석과 발사환경시험을 통하여 큐브위성 발사관 시제품의 설계 적합성을 검증하였으며 시제품 개발단계의 설계기준인 발사관의 1차 고유진동수와 큐브위성의 발사속도가 모두 설계기준을 만족하는 것으로 나타났다. 또한 측정값 대비 5% 미만의 오차를 갖는 전산응용 해석모델을 확보함으로써 향후 인증모델 개발단계에서 발사 적합성 검증과 설계 최적화의 유용한 도구로 활용할 수 있다. 이러한 시제품 개발단계의 설계검증결과를 바탕으로 발사관 인증모델에 대한 상세설계가 진행될 예정이며 해외 유사 발사관 대비 차별화된 기능을 갖는 위성 고정장치의 위성 고정방지의 효과에 대하여 실험적으로 비교하고 성능을 검증할 예정이다.

후기

본 논문은 중소벤처기업부와 중소기업진흥공단의 ‘창업성공패키지 사업화 지원’ 1차년도 사업비 지원하에 산학공동으로 수행한 연구결과입니다.

참고문헌

- 1) Won ho Cha, Gyungmo Tahk, “Localized Proto-type Model Development of Cubesat Deployer”, Proceeding of the 2018 KSAS Fall Conference, 2018, pp.363~364.
- 2) D. Pignatelli, “Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk. III Rev. E User Guide”, The CubeSat Program, California Polytechnic State University, 2014, pp.9~12.
- 3) “Rail Picosatellite Orbital Deployer User Guide for Payloads and Launch Vehicles”, Tyvak Nano-Satellite Systems Inc., 2016, pp.10~12.
- 4) Armen Toorian, “Redesign of the Poly Picosatellite Orbital Deployer for the Dnepr Launch Vehicle”, MS Thesis, California Polytechnic State University, 2007.