

큐브위성 발사관(3U) 국산화 개발 이후 설계혁신 계획

탁경모^{1*}, 차원호²

스페이스베이(주)¹, KAIST 인공위성연구소²

Design Innovation Plan After Localizing Development of CubeSat Deployer(3U)

Gyungmo Tahk^{1*}, Wonho Cha²

Key Words : 큐브위성(CubeSat), 발사관(Deployer), 모듈러 디자인(Modular Design), 적층제조(Additive Manufacturing), 비폭발식 분리장치(Non-Explosive Hold Down and Release System)

서론

1998년 8kg급 큐브위성이 최초로 발사된 이래로 지난 20여 년 동안 큐브위성 발사관(CubeSat Deployer)은 다수의 큐브위성을 우주발사체로부터 분리하는 목적으로 사용되었다. 2000년대 들어서 미국과 유럽 국가들을 중심으로 발사관을 개발하기 시작했으며 대표적인 발사관으로는 미국의 P-POD, 독일의 SPL, 일본의 T-POD, 네덜란드의 ISIPOD 등이 있다. 이러한 박스 형태의 발사관을 사용하면서 위성의 고장, 파손, 통신 장애 등과 같은 발사관 사용에 따른 위성 발사 실패 요인이 규명되었고 2010년대부터 미국 발사관 관련 기업을 중심으로 이러한 문제점들을 해결할 수 있는 새로운 기술이 발사관에 적용되기 시작했다.

국내에서는 2019년에 스페이스베이(주)와 KAIST 인공위성연구소 공동으로 3U 발사관 국산화 개발을 완료하였다⁽¹⁾. 특히 발사관의 구조적 특수성으로 인해 발생하는 큐브위성의 과도한 진동과 회전을 방지할 수 있는 장치를 국산화하여 해외 발사관 대비 동등 수준의 기능과 신뢰성을 확보하였다. 2020년부터 스페이스베이(주)에서는 이러한 발사관 국산화 개발 성과를 바탕으로 발사관 기술을 선도할 수 있는 새로운 기술을 연구하고 있으며, 본 논문에서는 3U 발사관 국산화 개발 이후 계획된 설계혁신 내용을 소개한다.

발사 동역학 이론 연구

일반적으로 큐브위성은 중소형위성과는 달리 박스 형태의 발사관 내부에 조립된 상태로 우주발사체에 탑재된다(Fig 1). 따라서 우주발사체 혹은 위성 발사과정에서 위성의 운동 특성을 정확히 이해하기 위해서는 발사관과 위성을 연결한 발사 동역학(Separation Dynamics)연구가 필수적이다⁽²⁾. 하지만 국내에서는 아직 이와 관련된 연구사례가 없으며 이로 인해 발사관 뿐만 아니라 위성 개발과정에서도 발사 적합성에 대한 충분한 기술적 검증이 부족한 실정이다. Fig. 2는 발사관과 큐브위성 연결 조건의 3자유도 모델을 나타낸다. 이와같이 발사관과 위성에 작용하는 힘과 모멘트 조건의 강제 동역학(Rigid Body Dynamics) 지배방정식 정식화를 통하여 위성 발사과정 중에 발생하는 진동(Vibro-impact)과 회전(Tip-off rate)의 원인과 대책을 이론적으로 규명하고 그 결과를 발사관 설계에 반영하

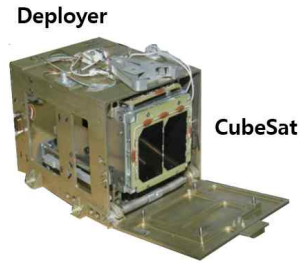


Fig. 1. Canisterized CubeSat Deployer (USA)

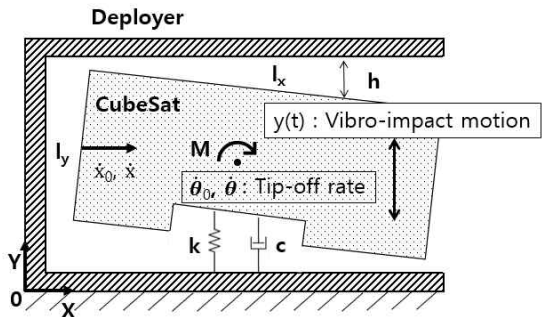


Fig. 2. Three DOF Model of CubeSat Deployer

여 현재 이와 관련된 기술로 가장 앞서 있다고 알려진 미국 내 일부 발사관보다 우수한 성능을 갖는 국산 발사관을 상용화할 계획이다.

모듈러 디자인

모듈러 디자인(Modular Design)은 1962년 Herbert Simon과 Starr 등에 의해 처음 소개된 이후 다양한 산업분야에서 활용되고 있으며 특정 제품군 전반에 걸친 부품의 공용화를 통하여 제품을 구성하고 있는 부품과 기능적, 구조적 서브시스템인 ‘모듈(Module)’의 재사용 비율을 높여서 최소한의 부품으로 유사한 기능을 갖는 다수의 제품을 만들어 제품개발과 생산, 공급 및 유지 보수 과정의 효율을 극대화할 수 있는 설계 방법이다. 발사관은 1U, 3U, 6U 등과 같이 서로 크기는 다르지만 기능적, 구조적으로 유사성 갖는다는 특성이 있으므로 발사관의 기능과 구조적 유사성이 구현되도록 아키텍처(Architecture)를 구성하면 다양한 크기의 발사관 개발에 소요되는 시간과 비용을 획기적으로 절감

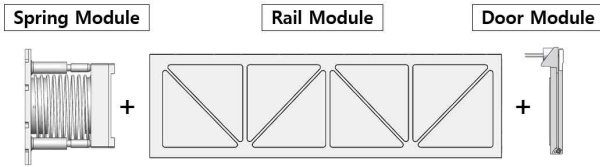


Fig. 3. Example of Modular Configuration

Table 1. Modular Based CubeSat Deployer

기본 모델	확장 모델
3U	6U, 12U

Table 2. Expected Effects of Modular Design

항목	기대효과
부품 수	30% 감소
개발비용	59% 감소
개발기간	70% 감소

할 수 있다. 모듈러 디자인 과정에서는 발사관 설계의 단순화와 부품의 공용화 및 표준화와 같은 고도의 설계기술이 요구되며 모듈러 기반의 발사관은 3U 모델을 기본으로 하여 6U와 12U까지 확장 가능한 구조로 설계될 예정이다 (Table 1). Table 2는 모듈러 디자인 적용에 따른 주요 기대효과를 나타낸다.

적층 제조

적층 제조(AM : Additive Manufacturing)이란 디지털 디자인 데이터를 이용한 3차원 소재 적층 제조 방법을 의미한다. 이러한 적층 제조기술은 우주발사체, 위성 등의 우주 분야에서도 활용되고 있으며 특히 최근 해외에서 상대적으로 설계 및 제작 기술의 난이도가 낮은 큐브위성 제작에 적층 제조기술을 적용하는 사례가 보고되고 있다⁽³⁾. 이와 같은 기술 추세에 따라 국내에서도 발사관 제작에 적층 제조 방법이 충분히 활용될 수 있으며 적층 제조 방법의 장점인 다품종 소량 생산 비용을 절감하여 가격 경쟁력을 갖춘 저비용 발사관 공급을 목표로 한다. Table 3은 적층 제조 방법 적용에 따른 주요 기대효과를 나타낸다.

비폭발식 분리장치

큐브위성의 발사 동작은 발사관 도어의 개방에 따라 시작된다. 발사관 도어의 개방은 도어를 고정하고 분리시키는 동력장치에 의해서 이루어지며 일반적으로 이러한 동력분리장치를 ‘Hold Down and Release Mechanism (HDRM)’이라고 한다. 분리장치는 크게 폭발식과 비폭발식으로 구분하며 최근 소형위성에는 대부분 충격량이 작은 비폭발식 장치가 사용된다.

Table 3. Expected Effects of AM

항목	기대효과
무게	50% 감소 (폴리머 기준)
제작비용	33% 감소
제작기간	40% 감소



Fig. 4. Non-Explosive Actuator (Eaton, USA)

비폭발식 분리장치는 모터, 열선 절단, 형상기억합금 방식이 사용되는데 최근 소형위성용 분리장치에는 Fig.4와 같은 형상기억합금 방식이 가장 많이 사용되고 있다. 국내에서도 한국항공대학교와 한국항공우주연구원에서 형상기억합금을 이용한 분리장치가 연구되었으나 상용화되지 않았다⁽⁴⁾. 이번 발사관 설계혁신 과정에서는 해외 상용 제품보다 우수한 성능을 갖는 형상기억합금 방식의 새로운 분리장치를 개발하여 상용화할 계획이다.

결론

본 논문에서는 국내 최초의 큐브위성 3U 발사관 개발 이후 설계혁신 계획 중 일부를 제시하였다. 설계혁신 계획 중에는 이외에도 독립형 다채널 전력공급시스템, 초경량 복합패널 등의 새로운 기술이 포함되어 있으며 발사관 개발에 사용되는 모든 기술과 부품을 100% 국산화하여 기존의 미국, 러시아 등의 해외 기술의존에 따른 수입규제, 가격, 납기 및 개발 제한 등의 한계를 근본적으로 해결할 예정이다. 더불어, 초소형위성 국내 발사에 필수적인 발사관 기반의 대량 발사 시스템, 비폭발식 독립 발사 시스템 등의 미래발사 기술을 체계적으로 연구할 계획이다.

참고문헌

- 1) Wonho Cha, Gyungmo Tahk, “Advances in Deployment Mechanism of the Localized 3U Cubesat Deployer”, Proceeding of the KSAS Fall Conference, 2019, pp.645~646.
- 2) I. V. Belokonov, I. A. Timbai, P. N. Nikolaev, “Analysis and Synthesis of Motion of Aerodynamically Stabilized Nanosatellites of the CubeSat Design” Gyroscopy and Navigation, Vol. 9, No. 4, 2018, pp. 287~300.
- 3) Jonathan Becedas, “Advanced Space Flight Mechanical Qualification Test of a 3D-Printed Satellite Structure Produced in Polyetherimide”, Advanced Engineering Testing, 2018, pp.65~82.
- 4) Junwoo Choi, Dongkyu Lee, Kukha Hwang, Minhyung Lee, Byungkyu Kim, “Performance evaluation on the separation device activated by shape memory alloy actuator” Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(7), 2015, pp.635~640.