

## 초소형위성 다중탑재시스템 기술 동향 및 국산화 계획

탁경모\*<sup>1</sup>, 최상현<sup>2</sup>, 임석희<sup>2</sup>, 이기주<sup>2</sup>, 박재성<sup>2</sup>  
 스페이스베이(주)<sup>1</sup>, 한국항공우주연구원 미래발사체연구단<sup>2</sup>

### Status and Development Plan of Multi-Payload Adaptor for Nano / Micro-Satellites in Korea

Gyungmo Tahk\*<sup>1</sup>, Sang-Hyeon Choi<sup>2</sup>, Seokhee Lim<sup>2</sup>, Keejoo Lee<sup>2</sup>, Jaesung Park<sup>2</sup>

**Key Words :** 초소형위성(Nano/Micro-Satellite), 다중탑재시스템(Multi-Payload Adaptor), 발사관(Dispenser), 소형우주발사체(SmallSat Launch Vehicle)

#### 서론

초소형위성은 1~10kg급의 나노위성(Nano-Satellite)과 10~100kg급의 마이크로위성(Micro-Satellite)으로 구분된다. 전 세계적으로 초소형위성 시장규모는 2017년에 전년도 대비 205%로 가장 많이 증가하였으며 발사 수량에서도 300기 이상을 기록하여 초소형위성이 전체 위성 시장에서 차지하는 비중은 지속적으로 증가하고 있다.<sup>(1)</sup> 2019년 기준, 향후 5년 동안 2,000기 이상의 초소형위성이 발사될 예정이며, 초소형위성의 임무가 비상업적 목적에서 지구관측, 통신, 국방 분야에 이르는 위성시장 전 분야로 확대되고 있다.<sup>(1)</sup>

이러한 추세에 따라 미국을 중심으로 초소형위성을 우주발사체에 대량으로 탑재할 수 있는 기술개발을 진행해 왔으며 2000년대 중반부터 관련 기술과 성공사례를 공개하기 시작하였다. 본 논문에서는 초소형위성 다중탑재시스템의 대표적인 사례와 한국항공우주연구원 미래발사체연구단 주도로 개발 예정인 소형우주발사체용 초소형위성 다중탑재시스템 국산화 계획을 요약하여 소개한다.

#### 초소형위성 다중탑재시스템

초소형위성 다중탑재시스템은 보통 '다중탑재체 어댑터(Multi-Payload Adaptor)'와 '2차 탑재체 어댑터(Secondary Payload Adaptor)'로 불린다.<sup>(3)</sup> 본 논문에서는 초소형위성의 무게와 크기를 기준으로 나노위성과 마이크로위성 탑재시스템으로 구분하고 다중탑재시스템에서 위성 분리장치로 사용되는 발사관(CubeSat Dispenser)과 저충격 분리시스템, 저비용 대량 발사를 위한 표준화 기술을 소개한다.

#### (1) 나노위성 다중탑재시스템

나노위성의 대표적인 예는 큐브위성(CubeSat)으로, 50 kg 이하의 무게를 갖는 초소형위성 중 위성의 크기가 1U, 2U, 3U 등으로 표준화되어 있는 위성을 의미한다. 보통 무게가 2~20kg인 위성이 가장 많이 사용되며, 우주발사체나 국제우주정거장에 탑재된 발사관에서 분리된다.

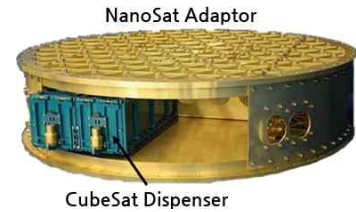


Fig. 1. NLAS(Nano-Satellite Launch Adaptor, NASA, Ames Research Center, 2013)<sup>(2)</sup>

Table 1. Mass Estimate of NLAS<sup>(2)</sup>

구성품	무게 (kg)
어댑터	85
발사관	25
나노위성	48
시퀀서	2
합계	160

Fig.1은 나노위성 다중탑재시스템의 예를 나타낸다. NLAS는 NASA Ames 연구소에서 개발한 다중탑재시스템으로 최대 8대의 3U 발사관을 탑재할 수 있으며, 어댑터 상단에 48kg 위성을 탑재할 수 있다.<sup>(2)</sup> Table 1은 NLAS의 구성품과 무게를 나타낸다.

Fig. 2는 SpaceFlight Industry Inc.(Seattle, USA)의 자회사인 Andrews Space & Technology에서 개발한 다중탑재시스템으로 셰르파(SHERPA)라고 불린다. 셰르파의 최대 위성탑재 중량은 1,500kg이며, 총 5개의

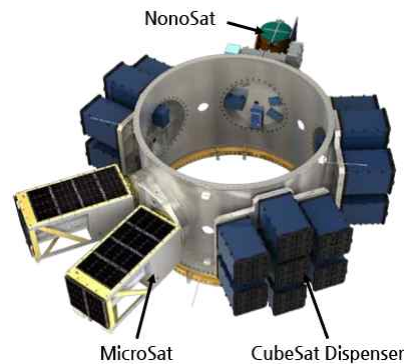


Fig. 2. SHERPA (SpaceFlight, 2015)<sup>(3)</sup>

위성탑재용 포트(Port)가 사용된다. 각 포트에는 큐브 위성 다중탑재를 위한 발사관 어댑터가 부착되고 2대의 100kg급 위성과 1대의 나노위성, 86대의 큐브위성이 탑재되었다.<sup>(3)</sup>

**(2) 마이크로위성 다중탑재시스템**

Fig.3은 100kg급 마이크로위성 다중탑재시스템의 예로 TriSept Corporation(Virginia,USA)과 Moog CSA Engineering(California, USA)가 공동개발하여 2014년에 공개된 FANTM-RiDE 형상을 나타낸다. 박스 형태의 발사관에 위성을 탑재하고 발사관 결합부는 Moog사의 ESPA Ring 어댑터와 호환된다. 발사관에 탑재 가능한 위성의 최대 크기와 무게는 각각 610×610×710 mm와 108kg이고 탑재체가 변경되어도 발사관의 무게와 무게중심을 항상 일정하게 유지할 수 있는 기능으로 발사체와 다중탑재시스템의 복합하중해석(Coupled Load Analysis)을 생략할 수 있는 것이 특징이다.<sup>(4)</sup>

Fig.4는 Falcon 9 발사체에 탑재되었던 SpaceFlight의 SSO-A(Sun Synchronous Orbit-A) 다중탑재시스템으로, 64기의 마이크로위성과 큐브위성이 탑재되었다. MPC(Multi-Payload Carrier) 외부에 4기의 마이크로위성을 탑재할 수 있고 내부에 큐브위성 발사관을 탑재한다. 스페이서(Spacer)구조로 사용되는 큐브스택(CubeStack)에는 6대의 큐브위성 발사관이 탑재되고 허브(HUB)와 ESPA Ring에는 마이크로위성과 큐브위성 발사관이 함께 탑재된다.<sup>(5)</sup>

Fig.5는 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)의 입실론(Epsilon-4) 소형우주발사체에 탑재된 다중탑재시스템(ESMS : Epsilon Satellite Mount Structure)으로 ESMS 내부에는 60kg급 마이크로위성 3기를 120°간격으로 탑재하고 상부에는 200kg급 소형 위성 1기, 하부에는 3U 큐브위성 발사관(E-SSOD : Epsilon Small Satellite Orbital Deployer) 2기를 탑재하였다. E-SSOD는 국제우주정거장의 일본 실험동(JEM : Japan Experimental Module)에서 사용되는 J-SSOD 발사관을 개량한 모델로 J-SSO는 미국 발사관인 P-POD (Poly Pico-Satellite Orbital Deployer) 설계기술로 개발되었다. ESMS 내부에 탑재된 마이크로위성의 분리장치로는 Planetary Systems Corporation (Kansas, USA)의 비폭발식 분리장치인 8인치 Mark II Motorized Lightband가 사용되었다.<sup>(6)</sup>

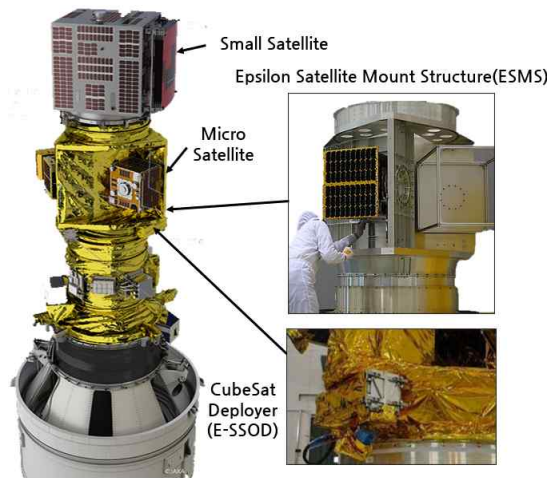


Fig. 5. ESMS (JAXA, 2019)<sup>(6)</sup>

Structure)으로 ESMS 내부에는 60kg급 마이크로위성 3기를 120°간격으로 탑재하고 상부에는 200kg급 소형 위성 1기, 하부에는 3U 큐브위성 발사관(E-SSOD : Epsilon Small Satellite Orbital Deployer) 2기를 탑재하였다. E-SSOD는 국제우주정거장의 일본 실험동(JEM : Japan Experimental Module)에서 사용되는 J-SSOD 발사관을 개량한 모델로 J-SSO는 미국 발사관인 P-POD (Poly Pico-Satellite Orbital Deployer) 설계기술로 개발되었다. ESMS 내부에 탑재된 마이크로위성의 분리장치로는 Planetary Systems Corporation (Kansas, USA)의 비폭발식 분리장치인 8인치 Mark II Motorized Lightband가 사용되었다.<sup>(6)</sup>

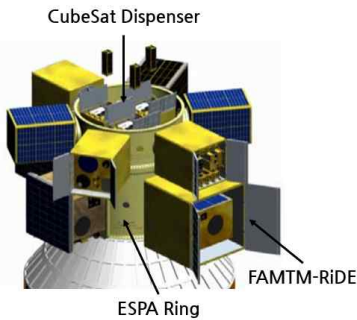


Fig. 3. FANTM-RiDE (TriSept Corp., 2014)<sup>(4)</sup>

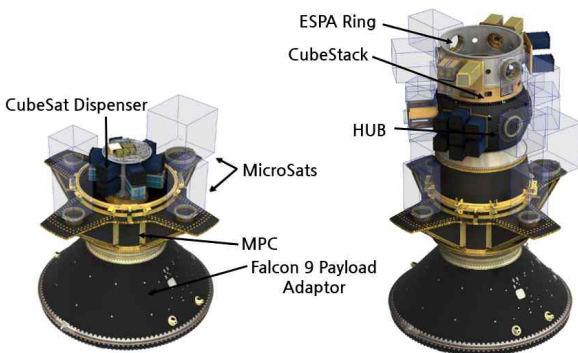


Fig. 4. SSO-A (SpaceFlight, 2018)<sup>(5)</sup>

**(3) 저진동/저충격 발사관과 분리시스템**

1999년에 세계 최초로 미국에서 1U 큐브위성의 개념이 나온 이래로 지난 20년 동안 발사관은 큐브위성을 우주발사체에 대량으로 탑재하고 분리하는 핵심 장치로 사용되었다. 2000년대 들어서면서 큐브위성 발사 수량이 증가하면서 미국을 중심으로 발사관 사용에 따른 위성 발사실패 사례와 원인이 보고되기 시작하였다. Fig.7은 2002년부터 2014년까지 발사된 큐브위성의 임무 성공률을 통계적으로 분석한 결과이다.<sup>(7)</sup> 분석 결과에 따르면, 발사된 큐브위성의 53%만이 정상적으로 임무를 수행했으며, 임무 수행에 실패한 위성 중 19%는 우주발사체 발사와 위성 분리 과정에서 발생했다. 이처럼 발사과정에서 발생한 실패의 원인은 대부분 우주발사체와 발사관에서 발생하는 과도한 진동과 충격에 의한 위성의 기능고장, 파손, 회전, 사출불능인 것으로 알려져 있다.

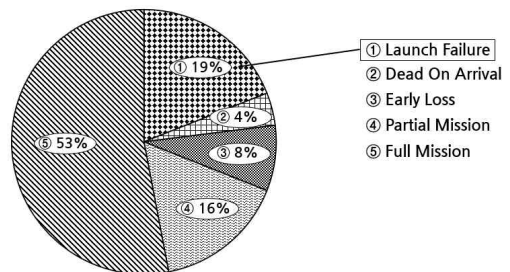
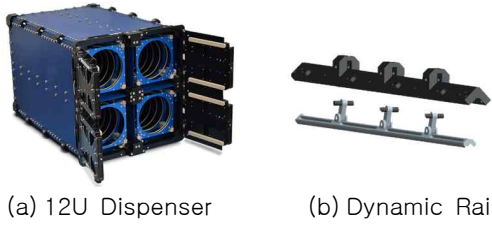


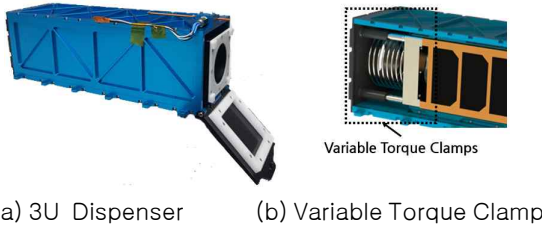
Fig. 7. CubeSats Mission Status(2002~2014)<sup>(7)</sup>



(a) 12U Dispenser (b) Dynamic Rail  
Fig. 8. QuadPack (ISIS, 2014)<sup>(8)</sup>



(a) 6U Dispenser (b) ShockWave Isolator  
Fig. 9. CSD (PSC / MOOG, 2017)<sup>(9)</sup>



(a) 3U Dispenser (b) Variable Torque Clamp  
Fig. 10. Dispenser Prototype(SpaceBey, 2019)

Fig.8은 발사관에서 발생하는 과도한 진동을 억제하여 위성의 고장과 파손을 방지하는 기능을 갖는 발사관의 예로 Innovative Solutions In Space (Delft, Netherlands)에서 개발한 QuadPack 발사관을 나타낸다. QuadPack의 위성탑재 수량은 3U 4기, 6U 2기 혹은 12U 1기이며, 발사관 내부에 설치된 다이내믹 레일(Dynamic Rail)은 위성의 과도한 진동을 방지한다.<sup>(8)</sup>

Fig.9는 Planetary Systems Corporation (Kansas, USA)의 6U 발사관으로 CSD (Canisterized Satellite Dispenser)라고 불리며 3U, 6U, 12U 발사관을 기본 제품군으로 구성한다. CSD는 선택적으로 Moog사의 진동차단장치(ShockWave Isolator)를 설치할 수 있도록 제작되었다.<sup>(9)</sup>

Fig.10은 스페이스베이(주)에서 개발한 국내 최초의 3U 발사관으로 가변 토크 클램프(Variable Torque Clamp)를 이용하여 위성의 진동을 억제한다. 클램프 장치는 위성의 분리동작과 완전히 분리되고 고장의 위험이 없다는 점에서 해외 발사관과 차별화되어 있다.



Fig. 11. CarboNIX (EXOLAUNCH, 2019)<sup>(10)</sup>

Fig.11은 EXOLAUNCH (Berlin, Germany)의 100kg급 위성 단독 분리시스템인 CarboNIX의 형상을 나타낸다. CarboNIX는 대표적인 최신 저충격(Shock Free) 분리시스템으로 알려져 있으며 2019년부터 상용화되었다. 작은 부피(두께 50mm)와 가벼운 무게(2.6kg), 초기 가속도가 1°/초 이하인 것이 특징이다.<sup>(10)</sup>

**(4) 저비용/초단기 위성발사를 위한 표준화 설계**

플래닛랩(Planet Labs, California, USA)을 비롯한 여러 위성개발 기업들은 큐브위성의 가치를 자본화하여 새로운 우주시장을 개척했고 로켓랩(Rocket Lab, California, USA)은 소형발사체기술로 새로운 우주발사체 시장에 도전하고 있다. 이처럼 최근 우주산업은 초소형위성과 소형발사체가 상용화되면서 발사 비용과 기간을 줄여 더 많은 위성을 발사하기 위한 다양한 방법들이 시도되고 있다. 2018년 에어로스페이스(The Aerospace Corp.,California, USA)에서는 우주발사체에 탑재되는 소형위성의 크기를 표준화하는 ‘Launch Unit’ 개념을 발표하였다.<sup>(11)</sup> 표준화 대상이 되는 위성은 12U 큐브위성과 180kg ESPA(Evolved Secondary Payload Adapter)급 위성의 사이에 있는 소형위성이다. Fig.12는 로켓랩의 일렉트론(Electron) 발사체에 표준 위성을 배치한 형상이다.<sup>(11)</sup> 이러한 표준화는 발사비용과 기간을 획기적으로 줄여 위성 개발기업과 발사체 공급기업, 위성 사용자 모두에게 큰 이익을 줄 수 있다. 이처럼 소형위성의 크기와 무게를 표준화하기 위해서는 먼저 위성 서브시스템의 표준화와 소형화가 가능해야 한다. Fig.13은 SpaceFlight의 50kg급 BlackSky Pathfinder 위성의 서브시스템 모듈을 나타낸다.<sup>(12)</sup> 주요 서브시스템을 표준화, 소형화하여 1m 분해능의 고성능 광학계를 구현하고 60개의 위성이 편대 비행하여 임무를 수행할 예정이다. Fig.14는 2019년에 발사된 우리나라의 100kg급 차세대소형위성 1호의 서브시스템 형상을 나타낸다.<sup>(13)</sup> 위성의 크기는 600×

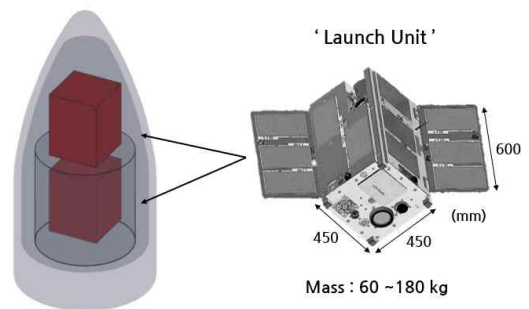


Fig. 12. RocketLab Electron with two Launch Unit Satellites<sup>(11)</sup>

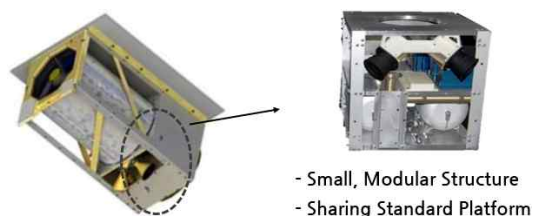


Fig. 13. BlackSky Subsystem Module<sup>(12)</sup>



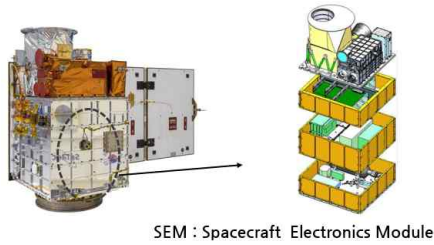


Fig. 14. STSAT-1 SEM Module<sup>(13)</sup>

600×1,000(mm)이고 서브시스템은 통합전장모듈(SEM Spacecraft Electronics Module)로 표준화되어 있다. 표준 플랫폼으로 정의된 통합전장모듈을 공유하여 차세대 소형위성 2호가 개발되고 있다. 이처럼 우리나라는 소형위성의 표준화 기술에 있어서 이미 세계적인 수준에 도달해 있다.

### 국산화 계획

한국항공우주연구원 미래발사체연구단에서는 2020년부터 소형우주발사체 선형기술개발을 시작하였고 핵심 요소기술 확보를 목표로 초소형위성 다중탑재시스템 국산화 개발을 계획하고 있다. Table 2는 국산화 항목과 개발요구사항을 나타낸다. 해외 대비 차별화된 기술로 국내 환경에 적합한 한국형 초소형위성 발사환경을 구축하여 우주 선진국과의 기술격차를 크게 줄일 수 있을 것으로 기대된다.

Table 3. R & D Requirements

국산화 항목	개발요구사항
다중탑재 시스템	큐브위성, 마이크로위성 탑재
	저진동, 발사관 분리형
발사관	큐브위성(1U~12U) 탑재
	모듈형, 저진동, 시퀀서, 적층제조
위성분리 시스템	단독형, 발사관 일체형
	저진동, 저충격(Shock Free)

### 결론

본 논문에서는 초소형위성 다중탑재시스템과 주요 구성 시스템의 국내외 최신기술을 소개하였으며 핵심 기술은 아래와 같이 요약할 수 있다.

- ① 경량, 대량 탑재 기술
- ② 저진동, 자세 안정화 분리기술
- ③ 비폭발식 저충격 분리기술
- ④ 다중 분리 시퀀스(Sequence) 제어기술
- ⑤ 표준화, 모듈화 설계기술
- ⑥ 저비용, 적층제조 기술

초소형위성 다중탑재시스템과 발사관은 위성을 대량으로 발사하는데 필요한 핵심기술이다. 특히, 소형위성 혹은 중·대형위성을 단독으로 운용할 때 수행할 수 없는 임무가 초소형위성 편대비행을 통해서 가능해짐에 따라 초소형위성과 소형발사체기술은 뉴스페이스 시대를 여는 중요한 수단이 되고 있다. 이러한 세계적인

추세에 따라 한국항공우주연구원 미래발사체연구단은 소형우주발사체 기술개발로 국내 초소형위성 시장에 필요한 발사환경을 구축할 계획이며, 스페이스베이(주)는 국산화에 성공한 발사관 기술을 더욱 고도화하고 소형우주발사체에 요구되는 빈번한 발사 수요에 대응할 수 있는 초소형위성 다중탑재시스템을 표준화하여 산업체 중심으로 확대될 초소형위성 시장에 경쟁력 있는 기술을 제공할 수 있도록 준비할 계획이다.

### 참고문헌

- 1) "Nano-Microsatellite Market Forecast - 9th Edition," *Spaceworks Enterprise Inc.*, 2019, pp.5~13.
- 2) Bruce D. Yost, John W. Hines, Elwood F. Agasid, "Nanosatellite Launch Adapter System (NLAS)," *AIAA/8th Responsive Space Conference*, 2010.
- 3) Technical Committee Report, "Secondary Payload Adapters and Interfaces," *17th Annual Small Payload Rideshare Symposium*, 2015.
- 4) Sasha Weston, "State of the Art Small Spacecraft Technology," *NASA/TP*, 2018.
- 5) Jeffrey Roberts, Adam Hadaller, "Behind the US's largest Rideshare Launch: Spaceflight's SSO-A," *33th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2019.
- 6) Makoto Horikawa, Hitomi Izumi, Yusuke Ohagi, Yuichi Noguchi, Kazuhiro Yagi, "The Successful Launch of the Fourth Epsilon Launch Vehicle and its Future Rideshare Plans," *33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2019.
- 7) Catherine C. Venturini, "Improving Mission Success of CubeSats," *AEROSPACE REPORT NO.:TOR-2017-01689*, Space and Missile Systems Center / Air Force Space Command, 2017, pp.30.
- 8) <https://www.isispace.nl/>
- 9) "CSD Data sheet," *Planetary Systems Corporation*, 2017.
- 10) "CarboNIX Users Guide," *EXOLAUNCH GmbH*, 2020.
- 11) Carrie L. O'Quinn, Barbara M. Braun, Allison B. Taylor, Danielle Piskorz, "Setting the Standard: Recommendations on 'Launch Unit' Standard SmallSat Sizes between CubeSats and ESPA-Class," *32th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2018.
- 12) <https://blacksky.com/>
- 13) Sanghyun Lee, Guhwan Sin, Gyungmo Tahk, "Preliminary Configuration Design for NEXTSat-1," *Proceeding of the 2014 KSAS Spring Conference*, 2014, pp.924~927.