

3 m급 광학영상 촬영을 위한 6U 초소형위성 시스템 개념설계

김극남¹, 박상영^{1,†}, 김기환², 박승한², 송영범³, 송성찬³

¹우주비행제어 연구실, 천문우주학과, 연세대학교

²광과학공학과, 연세대학교

³위성센터, 한화시스템(주)

Conceptual Design of 6U Micro-Satellite System for Optical Images of 3 m GSD

Geuk-Nam Kim¹, Sang-Young Park^{1,†}, Gi-hwan Kim², Seung-Han Park²,

Youngbum Song³ and Sung Chan Song³

¹Astrodynamics and Control Laboratory, Department of Astronomy, Yonsei University

²Department of Optics and Photonics, Yonsei University

³Satellite Center, Hanwha Systems, Co., Ltd.

Abstract

The purpose of this study was to present a conceptual design of the 6U micro-satellite system for optical image of 3 m GSD. An optical camera system with a payload of 3 m GSD image was designed and optimized. The optical system has a diameter of Ø78 mm, length 250 mm, and 1400 mm focal length. The requirement and constraints were configured for the 6U micro-satellite bus system with the payload. Satisfying the requirement and constraints, the subsystems of the 6U bus were designed such as attitude and orbit control, propulsion, command and data handling, electrical power, communication, structures and mechanisms, and thermal control subsystem. The mass budget, power budget, and communication link budget were also confirmed for the 6U micro-satellite comprising the optical payload and the subsystems of bus. To take optical images, a mission operation concept is proposed for the 6U micro-satellite in a low-Earth orbit. A constellation comprising many 6U micro-satellites studied in this paper, can provide with various data for reconnaissance and disaster tracking.

초 록

본 연구는 저궤도에서 3 m급 광학 영상을 획득하기 위한 6U 초소형위성 시스템의 개념설계를 제안한다. 3 m급 광학 영상을 촬영하기 위한 광학계를 설계하고 최적화한다. 광학계는 구경 Ø78 mm, 길이 250 mm의 공간 내, 유효 초점거리 1400 mm를 가진다. 이를 탑재할 수 있는 6U 초소형위성의 시스템에 대한 요구조건과 제한조건을 도출한다. 이러한 조건들을 만족하는 자세 및 궤도제어계, 추진계, 명령 및 데이터처리계, 전력계, 통신계, 구조 및 메커니즘계, 열제어계를 설계한다. 설계된 광학 탑재체와 COTS 부품으로 구성된 본체의 서브시스템을 통합하여 6U 초소형위성의 시스템을 완성한다. 전체 시스템의 질량, 전력, 통신에 대한 버짓 분석을 통해 설계규격을 확인한다. 저궤도에서 광학 영상을 획득하기 위한 6U 초소형위성의 운용 개념을 제시한다. 이러한 초소형위성을 대량으로 생산하여 위성군을 구축한다면 감시·정찰 임무나 재난·재해 관리에 활용할 수 있다.

Key Words : Micro-Satellite (초소형 위성), Satellite System Design (위성 시스템 설계), Optical System (광학계), Bus System (위성체 시스템), System Budget (시스템 버짓)

1. 서 론

1999년 미국 스탠포드 대학과 캘리포니아 폴리텍 대학에서 인공위성 시스템 교육을 위한 큐브위성을 최초로 개발한 이후, 전 세계적으로 초소형위성에 대한 관심이 증대하고 있다. 영국 Surrey 대학과 SSTL (Surrey Satellite Technology Ltd)은 세계 최초로 스

마르폰을 활용한 PhoneSat을 개발하였다[1]. NASA는 달 탐사, 심우주 탐사, 심우주 통신, 태양과학 연구 등 다양한 연구 분야에 대해 10 kg 수준의 초소형위성 50여기를 활용하고자 한다[2]. 10 m 이하 해상도의 광학 영상을 활용하여 상업적 서비스를 위한 초소형위성들이 활발히 개발되고 있다. Planet Labs는 3U 위성 (Dove 혹은 Flock)을 동시에 100기 이상 위성군 (Constellation)으로 운용하여, 짧은 재방문 주기에 3~5 m 급 광학 영상 정보를 제공하고 있다[3]. OHB Italia는 7 m 급 광학영상을 확보를 위해서 3U 크기의 위성 (EAGLET-1)을 개발했다[4]. Hera Systems는 1 m급 광학 영상을 확보를 위해서 12U 크기의 위성 (1HOPSat)을 개발 중이다[5].

국내에서는 2012년부터 큐브위성 경연대회를 통해 여러 대학에서 초소형위성에 대한 연구가 활발히 수행되고 있다[6]. 또한, 초소형 위성 관련 국내 스타트업 회사들이 설립되고 있다. 하지만 국내는 초소형위성 개발 인력과 산업체가 아직 부족하여, 해외 업체의 검증된 부품을 구입하여 초소형위성을 개발하고 있다. 따라서, 국내에서 초소형위성의 설계 및 분석 기술을 독자적으로 확보하고, 인력을 양성을 통해 초소형위성 개발 역량을 확보할 필요성이 대두되고 있다. 독자적으로 초소형위성 시스템을 연구한다면, 짧은 개발 기간과 저렴한 개발 비용으로 지구 관측 위성을 개발할 수 있다. 규격화된 큐브위성 플랫폼의 본체 개발 역량은 향후 초소형위성 시장에서 기술 경쟁력을 확보할 수 있다. 또한, 위성 영상에 대한 접근 장벽을 낮춰, 과학 연구, 민간, 산업, 국방 분야에 활용도를 향상시킬 수 있다. 항공우주연구원에서는 5 m급 광학 영상을 위한 초소형위성의 국산화를 수행하였다[7].

본 연구는 국내 최초로 3 m 급 광학 영상을 촬영할 수 있는 6U 크기의 초소형위성 시스템 설계를 목표로 한다. 이를 위해 소형화된 광학계를 설계하고, 이러한 광학계를 탑재한 초소형위성 임무의 요구/제한조건을 수립하였다. 기초적인 분석을 통해 6U 크기의 초소형위성 시스템을 설계하였다. 사용자 요구 영상을 획득할 수 있도록 지원하는 위성 운용 시나리오를 수립하였다. 또한, 향후 군집위성 임무의 플랫폼으로 활용하고, 임무 기대 수명을 확장하기 위해 추력기 사용을 고려하여 시스템 분석을 수행하였다.

2. 6U 초소형위성 시스템

2.1 시스템 요구조건 및 제한조건

광학 영상 획득에 필요한 초소형위성 시스템의 요구 및 제한조건 수립을 위해, 선행 연구 및 실제 운용 중인 광학계 탑재 초소형위성에 대한 사례 조사를 수행

하였다. 시스템 설계를 위해, 초소형위성의 군집운용을 통해 3~5 m 급의 상업적 광학 영상 서비스를 제공하는 Planet Labs의 3U 초소형위성인 Dove를 벤치마킹하였다.

본 연구는 고도 하강 보상을 통한 임무 수명 확보, 촬영 성능 향상을 위한 위성군 재배치 및 유지 등 레도 제어에 필요한 추력기 탑재를 고려한다. 광학 영상의 품질은 광학계 초점거리와 구경에 영향을 받는다. 초점 거리는 위성의 운용 고도, 이미징 센서의 픽셀 크기, 요구되는 공간해상도 GSD (Ground Sample Distance) 등과 관련 있다[7]. 구경은 광량 확보를 위해 최대화할 필요가 있으나, 초점거리-구경간 기하적 관계와 초소형 위성 내 탑재 가능한 공간제약을 고려해야 한다. 또한, 위성의 자세 기동 방식을 설계하기 위해, 스캐닝 카메라, 중력 자세기 카메라, 프레임링 카메라, 이미징 스펙트로미터 등 촬영 방식에 따른 영상 품질을 고려할 필요가 있다[8].

Table 1 System Requirements and Constraints

Parameter	Value	Note
Size	100.0 ^{±10.0} mm × 226.3 ^{±10.0} mm × 340.5 ^{±54×38} mm	6U CubeSat standard
Lifetime	>3 yrs (Decay 4.13 yrs)	at 420 km of altitude
Image Quality	GSD ~3 m (550 nm) Swath >5 km × 5 km	with airy disc radius, 1.2 μm
Navigation	<0.1° (3σ) <50 m (RMS, 3-D)	On-board process
Attitude Control	Pointing <1.0° (3σ)* Slewing >1.0°/sec	*3-axis stabilization
Orbit Maneuver	Tube <300 m (3σ, TBD) Propellant >6 m/s	ground-commanded
RF Comm.	TMTC >2.4 kbps Mission data >1 Mbps	link margin >6 dB
Data Interface	CAN-bus, I ² C, RS-422, UART	optionally SPI
Power Capacity	Generation >8 W DoD < 20%	power margin >30%
Mass	<12 kg (Bus < 6 kg)	mass margin >30%
Structural Safety	Margin of Safety >0 1 st mode > 100 Hz	launch environment

Table 1은 3 m급 광학 영상 확보를 위해 필요한 6U 초소형위성 시스템의 주요 요구조건이다. 고해상도 광학 영상 획득을 위해 단일 spot 촬영과 목표 대상 주변 영역 탐색을 위해 다중 spot 촬영이 필요하다. 한 궤도 주기 내 다중 spot 촬영을 위해 1°/sec 이상의 고속 기동이 가능해야 한다. 궤도 조정은 임무 기간동안 고도와 지상 궤적 유지를 위해 수행되며, 기준 궤도에 대해 300 m 반경 내에 위치하도록 제어를 수행한다. 실시간 온보드 항법으로 GPS L1 신호를 이용하며, 3차원 RMS는 50 m 이내여야 한다. 명령 및 데이터처리계는 하드웨어 간 데이터 통신 인터페이스로 CAN 및 I²C 통신을 활용하며, 실시간운영체제 (RTOS; Real-Time Operating System)에서 비행 소프트웨어가 개발되어야 한다. 원격 통신은 광학 영상 데이터 하향을 위해 1 Mbps 이상의 S대역 고속 통신을 수행한다. 임무 기간 동안의 배터리 방전깊이 (DoD; Depth of Discharge)는 20% 미만이어야 한다. 약 5분간 동안 광학 영상 촬영을 위해 궤도 주기 평균 8 W 이상을 생산해야 한다. 설계된 구조체는 발사체의 진동 및 가속 환경에서 내부 전장품을 보호하도록, 안전 여유 (MoS; Margin of Safety)가 0보다 커야 한다.

2.2 시스템 정의

본 연구에서 설계하고자 하는 광학계 탑재 초소형위성 시스템의 구성도는 위성부, 지상 관제부, 발사부로 나뉜다. 위성부는 광학계 탑재체 (PAY)와 위성체 (BUS)로 나뉜다. 위성체 서브시스템의 구성은 다음과 같다.

- 자세 및 궤도 제어계 (AOCS; Attitude and Orbit Control Subsystem)
- 추력계 (PPS; Propulsion Subsystem)
- 명령 및 데이터처리계 (CDHS; Command and Data Handling Subsystem)
- 전력계 (EPS; Electrical Power Subsystem)
- 통신계 (COMS; Communication Subsystem)
- 구조 및 메커니즘계 (SMS; Structures and Mechanisms Subsystem)
- 열 제어계 (TCS; Thermal Control Subsystem)

2.3 운용개념

단일 지역 및 다중 지역 촬영에 대한 광학 영상 획득을 목표로 하였다. 광학 영상의 특성 상, 주간에만 촬영이 가능하다. 촬영 시 대부분의 전장품이 작동하므로 높은 전력이 소모된다. 따라서, 일반 운용 시 태양 지향을 통해 충분한 전력 확보가 필요하다. Fig. 7은 초소형위성의 기본 자세와 촬영 위한 운용 개념을 도식이다.

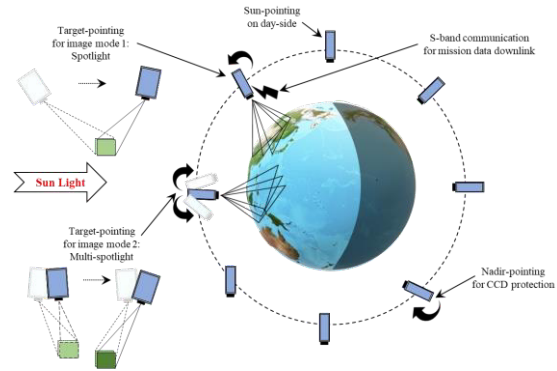


Fig. 1 Concept of Operations

주간 영역에서 전력 확보를 위해 태양 지향을 통한 충전을 수행한다. 야간 영역에서는 지구 지향을 통해 지구 적외선을 활용하여 광학계의 저온 손상을 방지한다. 또한, 주간 영역 진입 이전 태양 지향에 대비하여 기동을 수행한다. 촬영 주기에서는 최대 300초 동안 연속적인 광학 영상 촬영하는 것을 목표로 한다. 필요한 광학 영상 종류, 품질 및 해상도에 따라 촬영 모드를 선정하여 수행한다.

3. 3 m 급 영상 광학계 시스템

많은 인공위성의 광학계로 반사망원경이 채택되고 있다. 반사망원경은 일반적인 반사망원경 (On-Axis Reflector Telescope)과 비축 반사망원경 (Off-axis Reflector Telescope)으로 분류할 수 있다. 비축 반사망원경은 광경로가 겹치지 않으므로 간섭이 없다. 따라서, 결과 영상의 품질이 좋고, 비점수차 저감 설계를 통해 일반 반사망원경 대비 비점수차가 줄어든다는 장점이 있다. 하지만 초소형위성의 제한된 공간에서 광 경로를 조정하는 경우 경로 변경으로 인해 조리개의 크기가 줄어든다. 본 연구는 6U 크기의 초소형위성에 탑재 가능한 광학계를 설계하였으며, 비축 설계를 배제한 반사망원경의 설계안을 제시한다.

3.1 망원경 형태 및 보상자 선정

일반적으로 반사망원경은 기본적인 카세그레인 형식을 따르거나 변형 및 개량한 방식의 카세그레인 형식을 사용한다. 카세그레인 망원경은 오목거울인 주경과 작은 볼록거울인 부경 2개의 광학 소자로 구성된다. 볼록거울로 만들어진 부경이 초점거리를 늘리는 역할을 하고, 주경에서 생기는 수차를 보상하기도 한다. 카세그레인 망원경은 단색수차 개선을 위해 주경에는 포물면 거울을 사용하고 부경에는 쌍곡선면 거울을 사용한다. 포물면 주경을 활용하여 설계된 카세그레인 망원경은 구면 거울만을 사용하여 제작된 카세그레인 망원경보다

성능이 크게 향상된다. 하지만 반사망원경에서 주경은 가장 크기가 큰 광학 소자이며, 구면 형상이 아닌 형태로 특수 성형을 하는 것이 큰 난이도를 요구한다. 이를 극복하기 위해 연구된 슈미트 카세그레인 망원경은 주경으로 구면 망원경을 사용하고 대신 주경 앞에 비구면 성형이 된 보상자 (Corrector)를 넣어 입사된 빛을 주경의 초점에 수렴시킬 수 있다. 구면 수차를 보상하기 위한 막스토프 카세그레인 망원경은 슈미트 카세그레인 망원경의 비구면 보상자를 메니스커스 렌즈 (Meniscus Lens)로 대체한 것이다. 이러한 메니스커스 보상자가 막스토프 보상자 (Maksutov Corrector) 이다[9].

메니스커스 보상자는 렌즈 형상 특성상 대구경의 렌즈를 제작하기 어렵다. 초소형위성에 탑재되는 작은 구경의 망원경 설계 시, 비구면 보상자보다 제작이 쉽고 간단하여 막스토프 카세그레인 망원경이 많이 채택되고 있다. 또한, 메니스커스 보상자에 코팅을 적용하여 메니스커스 보상자가 부경의 역할까지 할 수 있도록 변경할 수 있다.

3.2 망원경 설계

Planet Labs의 Dove 위성은 구경 Ø91 mm, 길이 200 mm의 막스토프 카세그레인 형태의 망원경을 탑재한다[10]. 막스토프 카세그레인 형태의 망원경은 협소한 공간에서 비교적 우수한 성능을 유지할 수 있으며 광학 소자의 성형 방식이 대량 생산에 적합하기 때문이다. Dove 위성의 상세한 검출기 모델은 공개되지 않았으나, 픽셀 크기 9 µm, 11MP의 CCD를 사용한다. 최근 모델 (PS2)에서는 검출기로 최대 29MP의 CCD를 사용한다[10].

본 연구에서는 최대 구경 Ø78 mm, 길이 250 mm의 공간 안에 Dove 위성과 같은 유효 초점거리 1400

mm의 망원경을 설계하고자 한다. 상용화된 초소형위성용 광학계 시스템의 체원을 바탕으로 망원경과 검출기의 목표 질량은 3 kg 이내, 검출기 및 영상 처리 프로세서의 소모전력은 10 W 이내를 가정하였다[11-13].

설계된 망원경은 주경과 부경, 2개의 거울과 제1전면부와 마지막 2개의 렌즈로 만들어진 보상자로 구성된다. Dove 위성의 검출기와 유사한 규격을 가지는 On Semiconductor의 KAI-11002 모델을 선정하였다[14]. 상업적으로 많이 사용되는 소재인 BK7을 렌즈 재료로 적용하였으며, 검출기의 크기를 상면의 크기로 반영하였다. 이 망원경을 구면 계수만 이용하여 최적화하였다. Fig. 2는 Zemax와 Code-V를 통해 설계된 망원경의 단면과 최적설계 전후의 MTF (Modulation Transfer Function) 이다. 전 파장 대역에 대해 MTF 성능이 비약적으로 향상되었다. Table 2는 최적화된 광학계 구성요소의 특징을 정리한 것이다. 가장 큰 지름을 가지는 면은 2번 면인 보상자의 뒷면과 3번 면은 주경이다. 해당 2개 면의 반지름을 최대 구경의 절반인 39.0 mm로 제한하였고, 이때 1번 면의 반지름은 37.6 mm이다. 구경과 길이를 변형한 본 연구의 광학계 설계는 F/#가 15.6으로, F/#가 10인 Dove 위성의 광학계에 비해 어렵다. 또한, 반사각은 1.5°에서 0.73°로 감소하였다[15].

본 연구에서 제안하는 막스토프 카세그레인 망원경은 광학계의 초소형위성에 탑재 효율성 및 활용도를 높이기 위해 최대 구경이 감소하였다. 그로 인해, 밝기가 줄어들고 분해능이 떨어진다. 하지만 전체적인 수차 감소와 MTF의 비약적인 상승을 통해, 고도 420 km에서 3 m급 광학 영상 확보를 기대할 수 있다[15]. 향후 검출기 특성, 공차와 진동 및 우주 열 환경에 의한 변형을 고려한 광학계 상세 설계와 분석을 수행해야 한다.

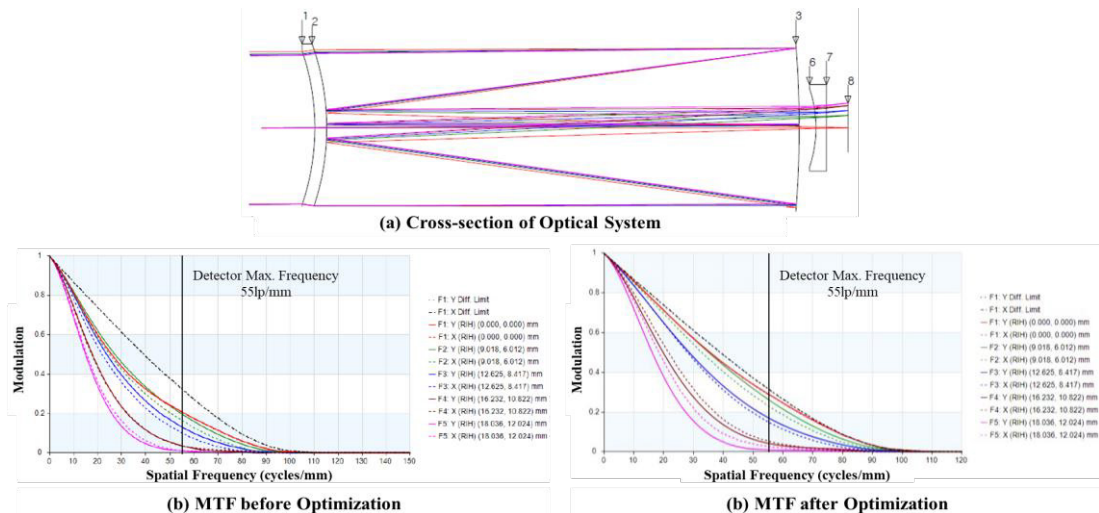


Fig. 2 Maksutov Cassegrain Optical System Features with Aperture Diameter Ø78 mm and Length 250 mm [15]

Table 2 Characteristics of Telescope with Aperture Diameter Ø78 mm and Length 250 mm [15]

Surface #	Name	Type	Y-radius (mm)	Thickness (mm)	Substrate	Refract/Reflect	Semi-Dia. (mm)
Object	-	Sphere	Infinite	Infinite	-	Refract	
1 (Stop)	Lens 1	Sphere	-124.3911	6.3263	BK7/Schott	Refract	37.5862
2		Sphere	-128.9602	225.6737	-	Refract	39.0000
3	Mirror 1	Sphere	-541.8396	-225.6737	-	Reflect	39.0000
4	Mirror 2	Sphere	-128.9602	225.6737	-	Reflect	10.1831
5	Imagine	Sphere	Infinite	3.0000	-	Refract	18.8384
6	Lens 2	Sphere	-69.1817	5.0000	BK7/Schott	Refract	18.8541
7		Sphere	Infinite	10.0000	-	Refract	19.7898
Image	-		Infinite	0.0000	-	Refract	21.6766

4. 본체 시스템

4.1 본체 서브시스템

위성체는 광학 영상 촬영에 필요한 요구조건을 만족하며, 총 질량은 6 kg, 수납 시 크기는 발사관과 기계적 결합을 고려하여 6U 큐브위성 규격을 만족해야 한다. Fig. 3은 위성체 서브시스템 구성하는 부품과 각 구성 요소 간의 전기적 연결을 보여준다. 서브시스템 사이의 데이터 통신은 병렬통신이 가능한 CAN과 I²C를 주로 사용한다. GPS 수신기와 S대역 송수신기는 탑재컴퓨터와 UART, RS-422 등 직렬통신을 수행한다.

광학계 시스템과 S대역 통신용 안테나 제원을 바탕으로 자세제어계의 요구조건을 수립하였다. 광학 영상 촬영 시 1° 이하의 지향 정확도가 요구되며, 자세결정 정확도는 0.1° 이하여야 한다. 평상 시, 전력 충전을 위한 태양지향과 RF 통신을 위한 지상국 지향 및 추적에 대한 요구조건은 5° 이내를 만족해야 한다. 이를 달성하기 위해 별센서와 정밀 태양센서를 탑재하고자 한다. 구동기로 고속 자세 기동을 위해 피라미드형으로 배치된 반작용 휠을 사용한다. 자기장토크는 각속도 안정화 (Detumbling)와 반작용 휠의 각운동량 감쇠 (Momentum Dumping)에 활용된다. GPS L1 신호를 이용한 운보드 항법 정확도는 3D RMS 50 m 이내이다. 목표 대상에 대한 재방문 주기 변화를 줄이기 위해, 섭동력에 의한 궤도 변화를 조정해야 한다. 추진계의 추력기는 부탄을 연료로 하는 가스 추력기 모듈이 활용되며, 임무 기간 동안 궤도 조정에 필요한 연료와 궤도 조정에 적합한 추력 크기를 제공해야 한다. 임무 수명 3년 동안 기준 궤도 유지를 위해 1 mN 이상의 추력 크기와 6 m/s 이상의 총 연료량을 필요로 한다.

명령 및 데이터처리계는 위성체의 모든 기능을 일정에 맞춰 실시간으로 운용하며, 중요 데이터를 관리해야 한다. 이를 위해, 실시간 운영체제와 프로세서를 포함하는 탑재컴퓨터, 데이터 저장을 위한 저장소, 그리고

서브시스템 부품 간 통합을 위한 인터페이스 보드가 필요하다. 다수의 임무를 통해 궤도 상에서 검증된 큐브위성용 탑재컴퓨터를 쉽게 확보할 수 있다. 신뢰도와 위성 체계의 안정성을 위해, 방사선 차폐를 수행한 상용 탑재 컴퓨터와 통신을 지원하고, 전기적 잡음에 강한 특성을 가진 CAN 통신을 주 통신 방식으로 활용한다. 또한, NASA 범용 비행소프트웨어 플랫폼인 cFS (core Flight System)을 활용한다.

전력계의 제어보드는 충전과 각 부품 작동을 위한 전력 분배를 담당한다. 전력분배 시 부품의 전원규격을 고려하여, 3.3 V, 5.0 V, 12.0 V의 정격 전압 혹은 배터리 전압 (7.0-8.2 V)을 공급한다. 각 전원채널은 탑재 컴퓨터의 명령에 의해 차단할 수 있으며, 내부의 보호 회로를 통해 과전류 및 과전압으로부터 부품을 보호할 수 있다. MPPT (Maximum Power Point Tracker) 충전 방식에 의해 태양전지판에서 생산된 전력은 배터리에 충전된다. 광학계 시스템과 본체 서브시스템 부품의 소비전력을 고려하였을 때, 6U 규격의 몸통 부착형 태양전지판으로 충분한 전력 생산이 가능한 것으로 분석되었다. 또한, 질량 당 에너지 효율이 높은 리튬 폴리머 (LiPo) 배터리를 선정하였고, 배터리 전압은 7.4 V이다.

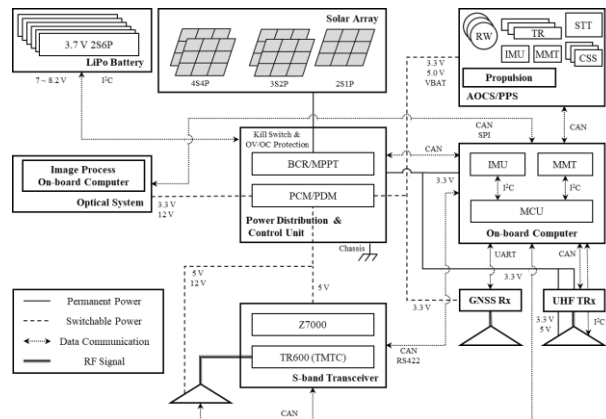


Fig. 3 Bus System Electrical Interface Diagram

구조계는 6U 규격의 구조체와 PC104 규격을 고려하여 부품을 배치하며, 최종 조립안은 구조 해석을 통해 발사체의 진동 및 가속 환경으로부터 안정성을 확인해야 한다. 또한, 외벽의 S대역 통신용 안테나의 돌출 및 UHF 안테나 전개를 위한 장치의 수납 공간을 고려하여 설계한다.

열제어계는 작동가능 온도범위가 가장 좁은 배터리와 추력기에 대해 별도의 능동 열제어 장치를 위한 히터를 배치하되, 타 부품에 대해서는 추후 열해석을 수행하여 능동 열제어 장치의 필요성을 확인해야 한다.

통신계는 S대역에서 광학 영상 데이터에 대해 하향 통신을 수행하며, UHF 대역에서 상태 정보에 대한 하향과 지상 명령 상향을 수행한다. 원활한 통신을 위해 안테나 주엽 방향으로 지향 제어를 수행한다.

4.2 본체 형상 설계

Figure 4는 기초 분석을 통해 선정된 서브시스템 부품이며, 초소형위성의 궤도 운용을 통해 검증된 상용품 (COTS; Commercial-Off-The Shelf)으로 구성하였다. Fig. 5와 Fig. 6은 각각 선정된 전장품을 바탕으로 체계화한 6U 광학계 시스템을 탑재한 초소형위성의 형상과 전장품 배치를 보여준다.

Structure 6U Frame GomSpace	GPS Antenna TW1421 Tallysman	GPS Receiver OEM719 GomSpace	S-band Transceiver SR2000 GomSpace	S-band Antenna ANT2000 GomSpace
Power Control 3rd Generation AAC ClydeSpace	Battery 30 Wh × 2EA AAC ClydeSpace	Solar Array 6U Solar Array GomSpace	UHF Transceiver AX100U GomSpace	UHF Antenna (w/ FSS) with NanoSense GOMspace
OBC (SDR Dock) NanoMind A3200 GomSpace	Attitude Sensors Star Tracker / Gyro CubeSpace	Magnetic Torquers CubeTorquer CubeSpace	Reaction Wheels Pyramid GomSpace	Propulsion NanoProp GomSpace

Fig. 4 COTS Components List for 6U Micro-Satellite

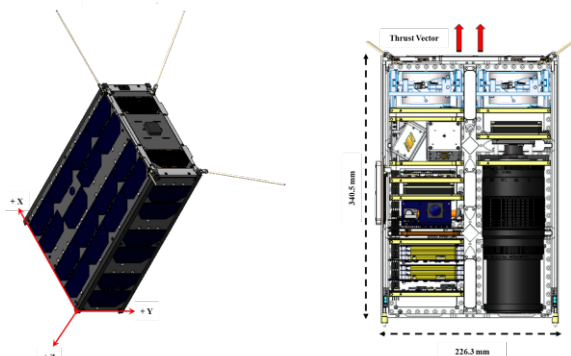


Fig. 5 Configuration of 6U Micro-Satellite System

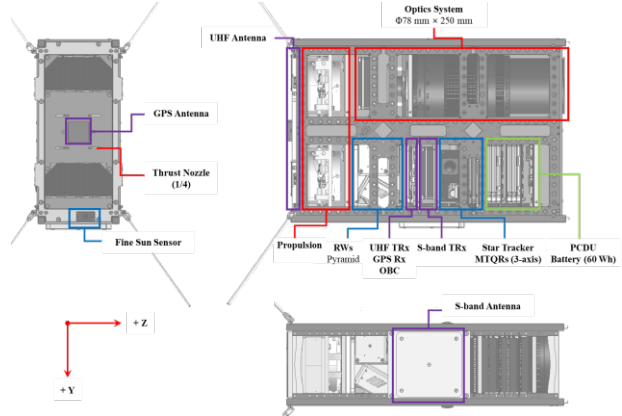


Fig. 6 Components on 6U Micro-Satellite System

5. 시스템 버짓

위성체 설계는 궤도운용 시 발생 가능한 불확실한 요소들을 고려하여 질량, 전력, 통신 등에 대해 충분한 여유가 반영되어야 한다[16].

시스템 버짓을 구성하는 요소들은 서로 얽혀 있어, 한 요소가 변경되면 모든 구성에 대해 새로운 분석이 필요하다. 특히, COTS 기반 큐브위성 규격의 위성 시스템은 초기 설계 단계에서 제한된 규격 및 인터페이스 구성을 종합적으로 고려해야 한다.

5.1 질량 버짓

광학계 시스템의 목표 설계 총 질량은 상용 광학계 시스템 규격을 고려하여, 망원경 2.5 kg 이내, 전자부 0.5 kg 이내로 가정하였다. 6U 초소형위성의 총 질량은 12 kg 미만이어야 한다. 체결 부품과 하니스 등 질량 추정이 어려운 요소들에 대한 여유를 고려하여, 본체 설계의 목표 질량은 6 kg 미만으로 한다. Fig. 4에 선정된 하드웨어의 질량 정보를 바탕으로 Table 3과 같이, 질량 버짓 분석을 수행하였다. 분석 시 위성 운용을 위한 전력 분석이 선행되어, 시스템 운용에 필요한 태양 전지판 규격과 배터리 용량을 규정하였다. 6U 초소형위성 시스템의 총 질량은 8.206 kg이며, 목표 질량인 12 kg에 대해 31.6%의 여유를 가진다.

5.2 전력 버짓

제한된 위성 크기에서 배치 가능한 태양전지 셀을 고려하여 생산 전력 분석을 수행하였다. Table 4는 운용 모드별 각 부품들의 작동 주기를 고려한 전력 버짓이다. 궤도 주기 당 소비되는 전력의 총 합을 구하였으며, 이때, 내부 전력 손실 (10%)과 전압 변환 효율 (90%)을 고려하였다. 또한, 생산된 전력의 충전 효율 (70%-90%)를 고려하였다.

Table 3 System Mass Budget

Subsystem	Component	Budget (g)	Mass (g)	Margin (%)
PAY	Telescope	2,500	2,500	0.0
	OBC (Image Process)	500	250	50.0
AOCS	Star Tracker	100	55	45.0
	Magnetic Torquers (3-axis)	200	118	41.0
	Reaction Wheels (Pyramid)	1,500	940	37.3
	GPS Receiver & Antenna	100	49	51.0
	Propulsion	1,500	900	40.0
CDHS	OBC (Flight Software)	150	75	50.0
EPS	Power Control Unit	300	148	50.7
	Battery	800	536	33.0
	Solar Array	2,200	1,406	36.1
COMS	UHF Transceiver	50	25	51.0
	UHF Antenna	150	92	38.5
	S-band Transceiver	400	271	32.3
	S-band Antenna	200	110	45.0
SMS	Frame	1,100	731	45.0
	Fastener & Harness, etc.	250	0 (TBD)	100.0
Total		12,000	8206	31.6

Table 4 System Electrical Power Budget

Sub-system	Component	Power Draw (W) ¹⁾	Duty Cycle (%) for Operation Modes					Early Orbit
			Standby	Orbit Control	Image	Comm.	Safe	
PAY	OBC	10.00	0	0	10	0	0	0
AOCS	Star Tracker	0.87	100	100	100	100	0	100
	MTQRs	2.25	5	10	10	5	5	20
	RWs	10.00	5	20	20	10	5	0
	GPS Rx & Ant.	1.10	100	100	100	100	0	100
	Propulsion	15.00	0	10	0	0	0	0
CDHS	OBC	0.17	100	100	100	100	100	100
EPS	PCU	0.10	100	100	100	100	100	100
	Battery	0.20	100	100	100	100	100	100
COMS	UHF TRx	2.81	10	10	10	10	10	10
	UHF Ant.	0.17	100	100	100	100	100	100
	S-band TRx	4.13	0	0	0	10	0	0
	S-band Ant.	11.25	0	0	0	10	0	0
Orbit Average Power Generation (W)²⁾			8.68	7.37	7.59	7.59	8.68	4.52
Required Battery Capacity (Wh)³⁾			16.34	30.88	28.54	29.66	5.74	4.98
Charge (Wh)			8.23	7.00	7.20	7.20	8.23	4.29
Discharge (Wh)			5.42	10.24	9.47	9.84	1.91	1.65
Margin (%)			34.14	-46.40	-31.46	-36.61	76.86	61.49

1) included DC-DC conversion efficiency of each output channel

2) minimum values including conversion efficiency of battery charge regulator with efficiency of solar cells at the end-of-life

3) assumed depth-of-discharge less than 20% and nominal battery voltage 7.4 V

Table 5 Pointing Error Budget

Elements	Budget (°)	Estimated (°)
Ephemeris	0.29	0.06
Attitude Control	0.50	0.26
Launch Shift	0.09	0.05
Thermal Deformation	0.02	0.01
Optics Tolerance	0.05	0.04
Sensor Noise	0.03	0.01
Residual Jitter	0.03	0.02
Total (m/s)	1.00	0.45

목표 전력 여유는 일반 주기에서 30%로 설정하였다. 일반 주기에서 총 전력 소모량은 5.42 Wh이며, 전력 여유는 34.14%이다. 궤도 조정 주기에서 -46.40%, 촬영 주기에서 -31.46% 등 소모전력이 더 많은 것을 확인할 수 있다. 안전 주기와 초기 궤도 단계에서는 모두 충전 상태를 가질 것으로 기대할 수 있다. 일반적으로 큐브위성 임무에서 요구되는 방전깊이가 20% 이하인 것을 고려할 때, 31 Wh 이상의 배터리 용량이 필요하다[17].

5.3 지향 오차 버짓

광학시스템 설계를 고려하여, 관측 목표 지향 정확도는 1°이하여야 한다. 지향 오차는 위치, 자세 결정 및 제어 성능, 발사 및 궤도 열 환경에 의한 광축 정렬, 검출기 잡음 등으로 구성된다[18]. Table 5는 본 설계의 지향 오차 버짓을 정리한 것이다. 선정된 자세 센서 및 구동기 성능과 설계 공차를 반영하여, 지향 오차는 약 0.5° 수준일 것으로 예상할 수 있다.

5.4 연료 버짓

본 설계는 추력을 사용하여 기준 궤도 유지 및 고도 강하를 보상하고, 특정 관측 지역에 대한 재방문 빈도와 임무 수명을 향상시킬 수 있다. 또한, 군집위성으로 활용 시 위성군 재배치를 신속하게 수행할 수 있다.

Table 6 Propellant Budget (ΔV)

Scenario	Budget (m/s)	Estimated (m/s)	Max. Attempt	Subtotal (m/s)
Initial Orbit Correction	1.5	1.1272	1	1.1272
Altitude Maintenance	1.5	0.0845	12	1.0138
Station-Keeping	3.0	0.1691	12	2.0289
Residual/De-orbit	0.5	0.4167	1	0.4167
Total (m/s)	6.5	-	-	4.5866

Table 6은 궤도 조정 시나리오별 연료 버짓 및 소모량을 추산한 것이다. 기준 고도인 420 km로 초기 궤도 보정 이후, 약 300일 이후 10 km 수준의 고도 강하가 예상된다. 기준 궤도에 대해 반경 300 m 이내로 유지하기 위해 고도 유지 및 상태 유지 기동을 수행한다. 고도 변화를 고려하여, 90일 마다 궤도 조정을 수행하는 것으로 가정하였다. 호만 궤도 전이를 가정하여 소모 연료량을 추산할 수 있다[19].

5.5 RF 통신 링크 버짓

궤도 상 인공위성과 지상 관제 체계와 통신 환경은 송수신기 출력과 수신감도 뿐만 아니라, 대기와 이온층에 의한 감쇠, 안테나의 이득, 도시와 태양의 잡음 등이 영향을 준다. 일반적으로 개발 단계에서의 링크 여유는 지상국 수신부에서 3-4 dB 여유를 갖도록 설계한다.

본 연구에서는 링크 여유가 6 dB 이상이 되도록 설계하는 것을 목표로 한다. 설계된 초소형위성은 S대역 통신 시스템은 패치형 안테나를 사용하고, 통신 시 위성-지상국 안테나간 지향 오차에 의한 신호 손실이 상당하다. 연세대학교 우주비행제어 연구실에 설치된 UHF 및 S대역 지상국 안테나와 수신부 성능을 고려하였다[20]. Table 7의 결과와 같이, UHF 및 S대역 하향에서 각각 9.5 dB, 7.0 dB의 링크 여유를 보인다.

5.6 데이터 버짓

선정된 검출기의 12-bit 광학 이미지는 한 장은 오버헤드를 고려하여 약 180 Mbit이다. S대역 통신 장비로 임무 데이터 하향 시 약 3분이 소요된다. 따라서, 다수의 이미지를 하향하기 위해, Planet Labs와 같이 해외 통신 네트워크를 활용할 필요가 있다[10]. UHF 대역에서 1회 통신 시 위성 상태정보 및 GPS 관측정보를 포함하여 약 250 KB의 데이터를 하향할 수 있다.

Table 7 RF Communication Link Budget

Parameter	UHF		S-band
	Downlink	Uplink	Downlink
Modulation	GMSK	GMSK	QPSK
Freq. (MHz)	437.0	437.0	2,200.0
Data Rate (kbps)	4.8	4.8	1,000
Tx Power (W)	1.0	27.0	1.0
Tx Gain (dBi)	0.0	18.9	8.0
EIRP (dBm)	29.5	57.8	37.8
Path Loss (dB)*	-153.2	-153.2	-163.1
Rx Gain (dBi)	18.9	0.0	36.0
Eb/NO (dB)	17.3	41.1	14.8
Margin (dB)	9.5	33.3	7.0

*assumed minimum elevation 20° for RF communication

6. 결 론

3 m급 광학영상을 획득하기 위해서 광학 탑재체와 초소형위성 시스템의 요구/제한조건을 수립하였다. 이를 바탕으로 Ø78 mm, 길이 250 mm의 공간 안에서 Dove 위성과 같은 유효초점거리 1400 mm의 광학계를 설계하고, 6U 초소형위성 시스템 개념설계안을 도출하였다. 설계된 초소형위성은 6U 규격 12 kg 미만이고 자세 기동과 궤도 조정 능력이 있다. 서브시스템 구성을 위한 구체적 부품을 검증된 상용품으로 선정하였으며, 시스템 수준의 전기적 인터페이스를 구성하였다. 질량, 전력, 연료, 통신링크 및 데이터 버짓에 대한 정량적 분석을 통해 설계 여유를 확인하였다. 후속 연구를 통한 서브시스템 수준의 상세 설계 및 분석이 필요하다.

본 연구를 바탕으로 광학계 탑재 초소형위성 체계 개발을 위한 기술과 운용 기술 등 독자적인 연구 역량을 확보할 수 있다. 이러한 3 m급 광학 영상을 획득할 수 있는 초소형위성을 대량으로 생산하여 위성군으로 운용한다면, 감시·정찰, 국토 조사, 재난·재해감시 등에 신속히 대처할 수 능력을 확보하는데 기여할 것이다.

후 기

본 연구는 한화시스템(주)의 "초소형 위성 시스템 및 군집위성군 연구" 지원으로 수행되었음.

References

- [1] eoPortal Directory, STRaND-1, <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/strand-1> (accessed 7 February 2022).
- [2] J. Crusan and C. Galica, "NASA's CubeSat Launch Initiative: Enabling broad access to space," *Acta Astronautica*, vol. 157, pp. 51-60, 2019. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.08.048>
- [3] C.R. Boshuizen, J. Mason, P. Klupar, and S. Spanhake, "Results from the Planet Labs Flock Constellation," *Proc. of the 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)*, Logan, UT, 2014.
- [4] A. Simonetti, A. Franzoso, and Saggese, and F. Gerace, "Nanosatellite EAGLET-1 Ready for Launch", *Proc. of the 4S Symposium*, Sorrento, Italy, 2018.
- [5] Gunter's Space Page, 1HOPSat 1, ..., 8, https://space.skyrocket.de/doc_sdat/1hopsat-td.htm (accessed 7 February 2022).
- [6] S. Han, Y. Choi, D.-H. Cho, W.-S. Choi, H. C. Gong, H.-D. Kim, and G.-H. Cho, "Analysis of Cubesat Development Status in Korea," *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 45, no. 11, 45(11), pp. 975-988, 2017. <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.11.975>
- [7] D.-H. Cho, W.-S. Choi, M.-K. Kim, J.-H. Kim, E. Sim, and H.-D. Kim, "High-Resolution Image and Video CubeSat (HiREV): Development of Space Technology Test Platform Using a Low-Cost CubeSat Platform," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019. <https://doi.org/10.1155/2019/8916416>
- [8] Jensen, J. R., *Remote Sensing of the Environment: An Earth Resource Perspective*, 2nd Ed., Pearson, New Jersey, 2007.
- [9] W. J. Smith, *Modern Lens Design*, 2nd Ed., Mc Graw Hill, New York, 2004.
- [10] eoPortal Directory, Planet, <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/p/planet> (accessed 7 February 2022).
- [11] Simera Sense, xScape100, <https://simera-sense.com/products/xscape100-2/> (accessed 7 February 2022).
- [12] Dragonfly Aerospace, Caiman Imager, <https://dragonflyaerospace.com/caiman/> (accessed 7 February 2022).
- [13] Satsearch, 90 mm Camera, <https://satsearch.co/products/kaiospace-90mm-camera> (accessed 7 February 2022).
- [14] Onsemi, KAI-11002: Interline Transfer CCD Image Sensor, 10.7 MP, <https://www.onsemi.com/products/sensors/image-sensors/kai-11002>, 2022 (accessed 7 February 2022).
- [15] G. H. Kim, Study of Design Diameter 78mm Telescope for Cube Satellite, MS Thesis, Dept. of Optics & Photonics, Yonsei University, 2021.
- [16] S. Garrett, *NASA Systems Engineering Handbook Revision 2*. NASA, 2017.
- [17] V. Knap, L.K. Vestergaard, and D. Stoe, "A Review of Battery Technology in CubeSats and Small Satellite Solutions," *Energies*, vol. 13, no. 16, 2020. <https://doi.org/10.3390/en13164097>
- [18] M. Casasco, G. Criado, S. Weikert, J. Eggert, M. Hirth, T. Ott, and H. Su, "Pointing Error Budgeting for High Pointing Accuracy Mission using the Pointing Error Engineering Tool," *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Boston, 2013.
- [19] S.Y.W. Low, and Y.X. Chia, "Assessment of Orbit Maintenance Strategies for Small Satellites," *Proc. of the 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)*, Logan, UT, 2018.
- [20] S. Jin, Critical Design and Analysis of CubeSat for Aerosol Monitoring Mission, MS Thesis, Dept. of Astronomy,

Yonsei University, 2021.