



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 51(10), 721-734(2023)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2023.51.10.721

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

GPS 반송파 측정치를 이용한 대류층 3차원 관측 및 정밀 자세결정 큐브위성 SNUGLITE-II 운용 결과

심한준¹, 배영환², 박재욱³, 정호준⁴, 이지강⁵, 김오종⁶, 기창돈⁷, 권기범⁸, 구철회⁹, 구인회¹⁰

Operation Results of SNUGLITE-II CubeSat: Convective 3D Observation and Precise Attitude Determination Using GPS Carrier Measurements

Hanjoon Shim¹, YongHwan Bae², Jaek Park³, Hojoon Jeong⁴, Jikang Lee⁵,

O-Jong Kim⁶, Changdon Kee⁷, Kybeom Kwon⁸, Cheol Hea Koo⁹ and In Hoi Koo¹⁰

Department of Aerospace Engineering, Seoul National University, Seoul, Republic of Korea^{1-5,7,8}
Institute of Advanced Machines and Design, Seoul National University, Seoul, Republic of Korea^{1-5,7}

Department of Aerospace Engineering, Sejong University, Seoul, Republic of Korea⁶

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Republic of Korea^{9,10}

ABSTRACT

SNUGLITE-II is a standard 3U CubeSat that was launched on June 21, 2022, at 16:00 Korea Standard Time (KST) as a payload on the Nuri (KSLV-II) rocket. It was subsequently ejected from the picosatellite orbital deployer(P-POD) of the Performance Verification Satellite (PVSAT) at around 16:23 on July 3rd. The first communication with the CubeSat was successfully established when it responded to a command from the ground station at approximately 03:24 the next day. This paper presents the operational results of the SNUGLITE-II CubeSat, which were obtained during a 10-day period from July 3rd to July 12th. The data used for analysis were collected through the ground station located in Building 302 of Seoul National University, as well as from ground stations operated by SatNogs, a network of amateur radio enthusiasts. Additionally, satellite status information recorded by the ground station command was collected and classified chronologically. The collected data consists of beacon data transmitted by the SNUGLITE-II CubeSat at 10-second intervals in the UHF band. It encompasses various information, including satellite uplink commands, GPS navigation data, power levels, attitude control, sensor measurements, temperature readings, and identification flags. By analyzing the collected data, the operational conditions of the SNUGLITE-II CubeSat were evaluated. The performance of the domestically developed GPS receiver for the CubeSat was verified, and the technical operation results of the self-developed attitude determination and control system were confirmed.

초 록

SNUGLITE-II는 표준 3U 규격의 큐브위성으로, 누리호(KSLV-II)에 탑재된 성능검증위성과 함께 한국 시간(UTC+9) 2022년 6월 21일 16시경 발사되었다. 이후 7월 3일 16시 23분경 성능검증위성의 P-POD(Picosatellite Orbital Deployer)로부터 사출되었으며, 익일 03시 24분경 지상국 명령에 응답함으로써 최초 교신에 성공하였다. 본 논문에서는 7월 3일 사출 직후부터 12일까지 10일간 수행되었던

† Received : May 29, 2023 Revised : August 5, 2023 Accepted : August 31, 2023

¹⁻⁵ Graduate Student, ⁶ Assistant Professor, ⁷ Professor, ⁸ Research Professor, ^{9,10} Senior Researcher

⁷ Corresponding author, E-mail : kee@snu.ac.kr, ORCID 0000-0002-8691-7068

© 2023 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

SNUGLITE-II 큐브위성의 운용 결과를 다룬다. 이를 위해 서울대학교 302동에 위치한 지상국과 해외 아마추어 무선사들이 운용하는 지상국을 통해 수집된 데이터와 지상국 명령으로 수집된 위성 상태정보 기록 데이터를 모두 취합하여 데이터를 시간별로 분류한다. 수집된 데이터는 SNUGLITE-II 큐브위성이 UHF 대역에서 10초 간격으로 송신하는 비콘 데이터로써, 위성의 업링크 명령, GPS 항법 정보, 전력정보, 자세제어, 센서값, 온도 그리고 식별 플래그 등의 다양한 정보를 포함하고 있다. 수집된 데이터를 통해 SNUGLITE-II 큐브위성의 위성 상태를 분석하고 탑재된 국내 개발 큐브위성용 GPS 수신기 검증과 자체 개발 자세결정 및 제어시스템의 기술적 운용 결과를 확인하였다.

Key Words : CubeSat(큐브위성), Telemetry(원격측정), GPS Receiver(GPS 수신기), Attitude Determination and Control System(자세결정 및 제어시스템)

1. 서 론

SNUGLITE-II는 표준 3U 규격($10 \times 10 \times 34$ [cm³])의 큐브위성으로써 저궤도 환경에서 지구 대기를 통과한 밀리미터(mili-meter)급 GPS 반송파 위상 측정치를 수집하여 GPS RO(Radio Occultation) 기법을 수행하는 것을 목표로 한다. 저궤도 위성은 초속 7~8[km/s] 수준으로 지구를 공전하기 때문에, 다양한 궤적으로 지구대기를 통과한 GPS RO 데이터를 수집하여 광범위하고 입체적으로 지구 대기를 모델링 할 수 있다[1]. 이러한 임무의 필수 탑재체인 큐브위성용 GPS 수신기는 저전력을 유지하면서 밀리미터급 반송파 측정치를 지원해야 하며, 우주환경에 대응할 수 있어야 한다. 이를 위해 SNUGLITE-II 큐브위성은 국내 기업(단암시스템즈)과 공동개발한 밀리미터급 반송파 측정치를 지원하는 이중 주파수(L1/L2C) GPS 수신기를 탑재하여 기술 임무를 수행한다[2]. 탑재된 GPS 수신기는 PC/104 규격에 3대의 GPS 수신기가 독립적으로 구성되어 3개의 GPS 안테나에 연결된다. 다수의 GPS 수신기가 제공하는 각각의 밀리미터급 반송파 측정치는 과학임무뿐만 아니라 세계 최초로 큐브위성 플랫폼에 시도되는 정밀 GPS 자세결정 시스템으로, 독자적으로 개발한 반작용휠과 자기토크 기반 자세제어 시스템과 함께 기술적 검증 임무 수행을 목표로 한다.

SNUGLITE-II 큐브위성은 한국 시간(UTC+9) 2022년 6월 21일 16시경, 대한민국 고흥 나로우주센터에서 누리호(KSLV-II)에 탑재된 성능검증위성과 함께 발사되었다. 이후 7월 3일 16시 23분경, 성능검증위성의 P-POD(Picosatellite Orbital Deployer)으로부터 사출되어 고도 700[km] 태양동기궤도에 안착되었다. 사출 직후 서울대학교 302동에 위치한 지상국에서 SNUGLITE-II 큐브위성의 비콘 신호 수신을 시도하였으나, VHF/UHF 안테나 전개가 되지 않는 문제가 발생하여 다운링크 신호 복조에 한계가 있었다. 하지만 익일 새벽, 지상국에서 송신한 안테나 전개 명령에 큐브위성이 응답하여 VHF/UHF 안테나가 전개되어 정상적인 비콘 수신을 수행할 수 있었다. SNUGLITE-II 큐브위성은 무게중심 편향이 적어 비교적 초기 각속도 회전이 느린 상태로 사출되어 1시간 30분 이내로 각속도 안정화를 완료하였다. 또한 GPS 수신기가 동작하여 시스템 시각 동기화 및 위치, 속도 정

보가 정상적으로 수신됨을 비콘을 통해 확인할 수 있었다. 이후 일평균 4회의 지상국 명령을 통해 UHF 대역의 저속(9600bps) 통신으로 궤도 3주기 동안 기록된 상태 정보를 수신에 성공하였다. 이를 통해 위성의 연속적인 상태를 확인하였으며, 위성에 기록된 상황 발생정보 기록으로 위성 소프트웨어의 정상 동작 여부와 하드웨어적 결함 여부를 분석할 수 있었다.

본 논문에서는 성능검증위성의 P-POD로부터 사출된 직후부터 10일간 운용된 SNUGLITE-II 큐브위성의 운용 결과를 다룬다. 운용 기간 내에 SNUGLITE-II 큐브위성으로부터 수집된 데이터는 비콘, 플레이백 그리고 상황 발생 기록 3가지로 분류된다. 먼저 비콘 데이터는 큐브위성에서 주기적으로 방송하는 데이터로써 서울대학교 지상국 및 해외 아마추어 무선사들이 운용하는 지상국을 통해 수집된 데이터이다. 비콘에는 위성 상태정보인 업링크 명령, GPS 항법 정보, 전력정보, 자세제어, 센서 값, 온도, 식별 플래그 등의 다양한 정보가 포함되어 있다. 이 데이터는 지상국 상공에 위성이 있을 때만 수신받을 수 있으므로 지상국이 위치하지 않은 궤도상 데이터는 지상국 명령을 통해 내부 메모리에 저장된 플레이백 데이터를 수신받을 수 있다. 마지막으로 위성의 상황 발생 기록은 비행 소프트웨어 내부의 정상 상황 및 문제 발생을 저장한 데이터로써 위성이 켜진 순간부터 모든 기록을 저장하며, 마찬가지로 지상국 명령을 통해 수집된다.

운용 결과를 제시하기 위해 본 논문에서는 먼저 SNUGLITE-II 큐브위성의 운용 개념, 위성 형상 그리고 시스템을 소개하고 사출 이후부터 위성 운용 경과를 서술한다. 이후, 수집된 SNUGLITE-II 큐브위성의 데이터를 분류하여 서브시스템별 위성의 상태를 분석한다. 분석된 데이터를 통해 본 논문에서는 운용 기간 수행된 SNUGLITE-II 큐브위성의 위성 상태 분석 및 기술 검증 결과를 제시하였다.

II. 본 론

2.1 SNUGLITE-II 큐브위성

2.1.1 운용 개념

SNUGLITE-II 큐브위성의 운용 개념과 각 모드별

운용 방법은 Fig. 1과 Table 1에 도시된 바와 같다. SNUGLITE-II 큐브위성이 P-POD에서 사출되는 순간, 비행 소프트웨어가 초기화가 되는 동시에 각속도 감쇠 제어를 수행한다. 사출 60초 후, VHF/UHF 안테나가 전개되고 20초 간격으로 UHF 영역대를 통해 비콘을 송신하며 VHF 영역대의 지상국 명령을 항시 확인하게 된다. 초기 사출 직후에 발생하는 임의의 각속도는 각속도 감쇠 제어와 함께 확률적 안정화(0.3[deg/s] 이내) 판단이 이루어지고, 각속도가 수렴되면 위성의 안정적 전력 확보를 위해 태양전지판 전개 명령이 수행된다. 이때 태양전지판 전개 여부는 충전량을 통해 판단되고, 태양전지판의 전개 판단이 완료되면 비로소 GPS 수신기 전원을 인가하여 위성의 시각 동기화 및 위치, 속도 정보를 수신한 후 대기모드로 전환되게 된다.

대기모드에서는 지상국 명령을 통해 위성의 상태 점검이 이루어지는 시운전이 주로 이루어지며, 비콘 주기가 10초로 변경되어 위성의 지구 지향 자세제어를 수행한다. 이때 지구 지향 자세제어 모드는 자기토크만을 활용한 저전력 모드와 반작용휠을 활용한 정밀 자세제어 모드로 구성되며, 지상국 명령에 의해 모드전환이 가능하다. 이 단계에서는 위성의 상태 점검을 위해 지상국 명령이 순차적으로 수행된다. 먼저 사출 직후부터 현재까지 위성 소프트웨어에 기록된 모든 발생 상황과 비콘 기록 데이터를 수신한다. 이를 기반으로 소프트웨어 동작 여부와 기본 하드웨어의 상태를 점검하고, 3대의 GPS 수신기 및 반작용휠, 그리고 카메라의 기능 동작 여부를 판단하게 된다. UHF 영역대 또는 S-Band 영역대를 통해 지상국으로 송신된 데이터를 통해 위성의 상태가 분석되고, 위성 하드웨어 점검 후 본격적으로 임무를 수행하게 된다.

임무모드는 SNUGLITE-II 큐브위성의 GPS RO 기법을 수행하기 위해 GPS 반송파 측정치를 수집하는 것을 주요 목적으로 한다. 이때, GPS 자세결정 기술 검증에 위해 GPS 측정치, 자기장, 자이로 그리고 태양 센서 측정치를 수집한다. 또한 GPS RO 기법으로 관측된 지구 대류층 모델의 비교 검증을 위해 카메라 이미지도 수집된다. 각각의 임무는 지상국 명령을 통해 임무 기간과 측정치 종류 그리고 저장 위치(RAM 또는 SD카드)를 설정할 수 있도록 비행 소프트웨어에 작성되어 있으며, 설정된 임무 기간이 종료되거나 지상국 명령이 수신되는 경우 대기모드로 전환된다.

수집된 임무 데이터는 통신모드에서 지상국 명령을 통해 전송할 수 있다. 이때 활용되는 통신 대역은 S-Band 영역이며, 지향성 패턴 안테나를 탑재하고 있으므로 지상국 추적 제어를 통해 지상국과의 교신 시간이 확보된다. 또한 S-Band 송신기 또는 반작용휠의 고장을 대비하여 UHF 영역대로 전송이 가능하도록 설정할 수 있다.

마지막으로 안전모드의 경우, 배터리가 일정 수준으로 내려가거나 지상국 명령에 의해 전환되며 위성의 각속도 증가를 방지하기 위해 지속적인 각속도 감쇠 제어를 수행하게 된다.

본 논문에서 다루는 SNUGLITE-II 큐브위성의 데이

터는 초기모드~대기모드에서 수행된 위성의 시운전 및 상태 점검 상황에서 수집된 것이다. 데이터는 시스템 운용 시나리오에 따라 대기모드에서 단계적으로 지상국 명령을 통해 수집된 위성 상황 발생 기록, 연속 비콘 기록 데이터, 그리고 서울대 지상국과 해외 아마추어 지상국(SatNOGS)을 통해 수집된 비콘 데이터들로 구성된다. 이를 통해 본 논문에서는 위성 운용과 상태 정보 분석 결과가 제시된다.

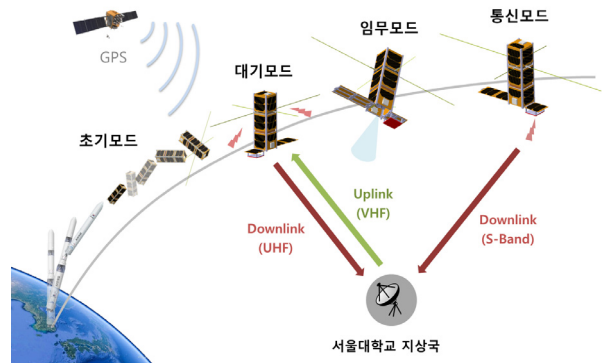


Fig. 1. Operation Concept of SNUGLITE-II

Table 1. Operation Plan of Each Mode

Mode (Period)	Main Operation Method
Initial mode (~5days)	<ul style="list-style-type: none"> - Flight software initialization - VHF/UHF antenna deployment (60 seconds after ejection) - Beacon transmission (every 20 seconds) - Detumbling control and convergence check - Solar panel deployment (automatic operation or ground station command after angular velocity converged)
Standby mode (1 week ~ end of operation)	<ul style="list-style-type: none"> - Activate the GPS receiver - Beacon transmission (every 10 seconds) - Waiting for ground command - Satellite commissioning and condition check - Nadir pointing control
Mission mode (1 month ~ end of operation)	<ul style="list-style-type: none"> - Collect GPS measurements - Collect camera image - Collect magnetometer, gyroscope, and sun sensor measurements - Nadir pointing control
Communication mode (command switching)	<ul style="list-style-type: none"> - Transmission of mission data (S-Band, UHF) - Ground station tracking control
Safe mode (command switching)	<ul style="list-style-type: none"> - Beacon transmission (every 20 seconds) - Angular velocity decay control

2.1.2 위성 형상 및 시스템

SNUGLITE-II 큐브위성의 Flight Model(FM) 형상은 Figs. 2, 3에 도시된 바와 같다. 과학임무 및 기술임무 수행을 위해 윗면(Z-), 옆면(Y+/Y-)에 3개의 GPS 안테나가 부착된 것이 특징이며, 각각의 GPS 안테나에 수신되는 신호는 자체 개발한 GPS 수신기 3대에 연결된다. VHF/UHF 안테나는 3U 구조체의 2층과 3층 사이에 위치해 있으며 테이프 스프링 방식으로 전개된다. 태양패널은 아랫면(Z+) 방향과 옆면(X+)에 위치하여 스프링 힌지 방식으로 전개되도록 설계되었다. 아랫면(Z+) 태양패널은 S-Band 안테나에 붙어있는 구조로 카메라 탑재체의 덮개 역할을 함께 수행한다. SNUGLITE-II 큐브위성에 탑재된 부품은 Table 2에 도시된 바와 같다. 여기서 각 서브시스템은 명령 및 데이터 처리(Command and Data Handling, CDH), 전력(Electrical Power System, EPS), 자세결정 및 제어시스템(Attitude Determination and Control System, ADCS), 통신(Communication, COM), 구조계(Structure, STR) 그리고 탑재체(Payload)로 구분된다. 탑재된 부품을 구동하기 위한 CDH 및 ADCS의 비행 소프트웨어는 Linux 환경에서 FreeRTOS 운영체제를 기반으로 개발되었다.

활용된 부품 간의 전기적 인터페이스는 Fig. 4에 나타내었다. 큐브위성의 버스 인터페이스로 가장 널리 쓰이는 i2c 방식은 궤도상에서 불안정하다고 보고되고 있으나[3], 큐브위성 COTS(Commercial, Off-The-Shelf) 부품의 대부분은 이 통신 방식을 채택하고 있어 불가결 조건으로 i2c 통신 방식이 활용되었다. i2c 통신은 OBC

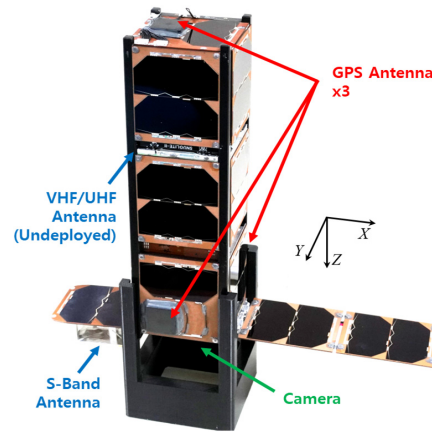


Fig. 2. SNUGLITE-II Flight Model(Panel Deployed)

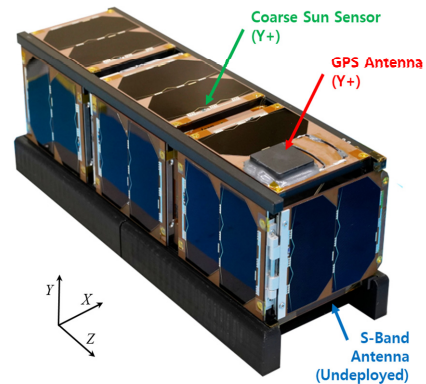


Fig. 3. SNUGLITE-II Flight Model(Panel UnDeployed)

Table 2. Part Lists

Subsystem	Parts Name	Model	Manufacture
CDH	Interface Board (2EA)		Self-development (SNU)
	OBC (2EA)	NanoMind A3200	
	OBC MotherBoard	NanoDock DMC-3	
EPS	Solar Panel (16EA)	P110 Solar Panel	Gomspace
	EPS Board	NanoPower P31u	
	Battery Module	NanoPower BP4	
ADCS	Interstage Panel (5EA)	NanoUtil Interstage GSSB	CubeSpace
	Magnetorquer (3EA)	CubeTorquer Small	
	Reaction Wheel (3EA)	CubeWheel Small	
COM	VHF/UHF Transceiver		ISISPACE
	VHF/UHF Antenna		
	S-Band Transmitter	HiSPiCO Transmitter	IQ Spacecom
	S-Band Antenna	HiSPiCO Antenna	
STR	3U Structure		ISISPACE
	Camera Structure		Self-development (SNU)
	Solar Panel Deployment Structure (2EA)		
Payload	L1/L2C Triple GPS Receiver for CubeSat		Matterwaves
	GPS Antenna (3EA)	MAT-1.25GPSL1L2A	
	Camera	Gopro Hero 8	

간 통신, EPS, 반작용휠, 통신 모듈, 온도센서 그리고 MEMS(Micro Electro Mechanical System) 센서에 각각 활용되며 특정 제조사 부품에는 CSP(CubeSat Space Protocol)이 활용된다. 자체 개발한 GPS 수신기는 상용 제품과 동일한 프로토콜을 활용하여 UART(Universal Asynchronous Receiver-Transmitter) 통신으로 데이터를 주고받도록 설계되었다. 자기토커는 OBC(On-Board Computer)에서 출력되는 PWM(Pulse Width Modulation)에 직접 연결된다. 저장 장치(SD-Card, FRAM) 및 S-Band 송신기는 SPI(Serial Peripheral Interface) 통신을 활용하여 입출력 속도를 보장할 수 있도록 인터페이스가 구성되었으며, GPIO(General Purpose Input and Output)가 함께 활용된다.

SNUGLITE-II 큐브위성의 전체 시스템 성능표는 Table 3에 도시된 바와 같다. 임무 기간은 1년을 목표로 설계되었으며, 표준 3U 규격, 무게는 3.1[kg]이다. 다운 링크는 UHF 대역을 통해 비콘이 송신되며, 임무 데이터는 S-Band 대역을 통해 지상국으로 고속 전송하도록 설계되었다. 업링크는 VHF 대역을 활용한다. 등록된 모든 주파수는 아마추어 대역을 사용하였으며, IARU(International Amateur Radio Union)의 지침에 따라 주파수 변조방식과 활용되는 모든 데이터 규격을 공개하였다. 서울대학교에 위치한 지상국과의 교신을 위한 링크 마진

Table 3. System Overview

Mission Lifetime		< 1 year	
Dimension	Undeployed	100x100x340mm	
	Deployed	100x414x340mm	
Mass		3.15kg	
Link	Data-rate	Up	9600bps (VHF)
		Down	9600bps (UHF) 1Mbps (S-Band)
	Freq.	Up	145.9MHz (VHF)
		Down	436.49MHz (UHF) 2.405GHz (S-Band)
	Margin	Up	31.8dB (VHF)
		Down	6.0dB (UHF) 8.6dB (S-Band)
	Modulation		GMSK (VHF/UHF) DQPSK (S-Band)
	Power (Average of 1 cycle orbit)	Generation	5.1Wh
Consumption		3.2Wh	
Orbit	Inclination	98°	
	Altitude	700km	
Attitude Control		3° (3D RMSE)	

은 5[dB] 이상으로 설계하였으며, 누리호 2차 발사 목표 궤도에서 생산되는 평균 생산 전력이 항상 소비전력을 상회하도록 보수적인 설계를 수행하였다.

자세결정 및 제어시스템은 3축 능동 제어를 수행하며, 평시에는 지구 지향 자세를 수행하고, 통신모드에서는 지상국 추적을 수행할 수 있도록 설계되었다. 이때, 자세 결정 및 제어시스템의 목표 성능은 3D RMSE 3[°]이다.

2.2 SNUGLITE-II 운용 결과

2.2.1 운용 경과

SNUGLITE-II 큐브위성의 비콘 및 비행 소프트웨어 상황 발생 데이터를 종합하여 요약한 위성 운용 기록은 Table 4에 도시된 바와 같다.

Table 4. Summary of Operating Records

Date (UTC+9)	Event	
'22.07/03	16:25	- Ejected from P-POD of PVSAT (over Dajeon)
	16:29	- Received analog signal at 20 second intervals from Seoul National University ground station (data demodulation failed)
	17:36	- An amateur radio operator (SatNOGS) in the United States (Wisconsin) successfully demodulated beacon data - VHF/UHF Antenna deployment failure confirmed
'22.07/04	17:55	- Completed detumbling control - GPS receiver normal operation and time synchronization successful
	03:24	- VHF/UHF Antenna deployment by ground station command (first two-way communication)
	04:09	- EPS reset by ground station command
'22.07/06	16:10	- Normal reception of satellite operation records by ground station command
	03:15	- Success in ground station automation operation - Normal reception of satellite operation records
'22.07/07 ~ '22.07/11	-	- Normal operation (Satellite commissioning and health check) - Playback beacon data reception
'22.07/12	16:00	- First confirmation of communication loss
'22.07/22	-	- Announcement of an official communication loss

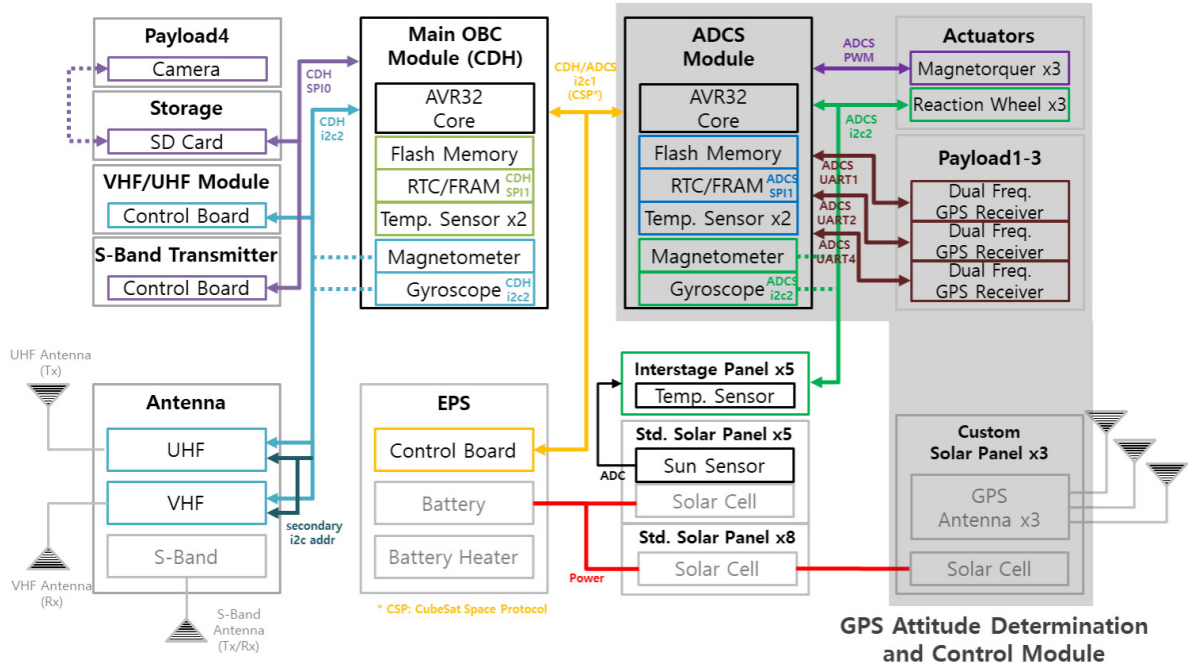


Fig. 4. Overall System Electrical Interface

SNUGLITE-II 큐브위성은 2022년 7월 3일 16시 25분경 (UTC + 9), 성능검증위성의 P-POD로부터 사출되었다. 사출 장면은 Fig. 5에 나타난 바와 같이 성능검증위성에 장착된 카메라로부터 촬영되었으며, 위성 내부 부품 배치 결과 무게중심이 동체 좌표계 기준으로 X축 2.2[mm], Y축 -0.7[mm], Z축 -4.8[mm] 수준으로 편향되어 초기 각운동량이 크게 발생하지 않은 모습을 확인할 수 있었다. 사출 직후 16시 29분경 서울대학교에 302동에 위치한 지상국으로부터 20초 간격으로 송신되는 초기모드 비콘 신호가 확인되었으나, 데이터 복조에는 실패하였다. 비콘 신호 복조 실패 원인은 17시 36분경 SatNOGS 데이터베이스에서 최초로 신호 복조에 성공한 데이터를 통해 확인되었다. 이는 미국 위스콘신 상공에서 수집된 데이터였다. 데이터 분석 결과, 초기 VHF/UHF 안테나가 정상적으로 전개되지 않은 상태임

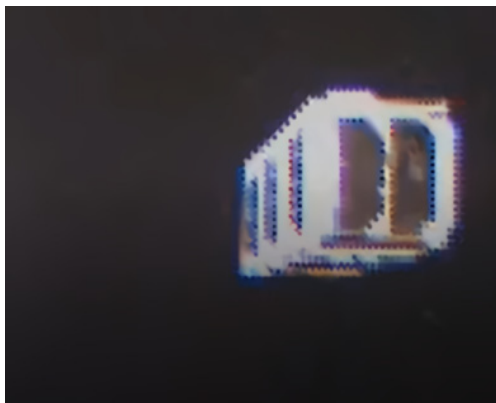


Fig. 5. SNUGLITE-II Ejected from P-POD

이 확인되었다. 반면, 비행 소프트웨어는 정상적으로 작동되어 17시 55분경, 위성 스스로 각속도 감쇠 제어를 마치고 시나리오에 따라 태양패널 전개가 시도되었다. 태양 패널에 입력되는 전류량을 통해 태양패널 전개가 되었다고 판단한 SNUGLITE-II 큐브위성은 자체 개발한 GPS 수신기 동작 명령을 수행하여 위치, 속도 그리고 시각 동기화를 정상적으로 수행하고 자동적으로 대기 모드에 진입하였다. 이후 SNUGLITE-II 위성과의 첫 교신 시간인 7월 4일 03시 24분경, VHF/UHF 안테나 미전개 시나리오에 따라 지상국에서 VHF/UHF 안테나 전개 명령을 송신하였다. VHF 대역의 링크 마진은 약 31[dB] 수준으로 설계되어, SNUGLITE-II 큐브위성이 지상국 명령에 즉각 응답하여 VHF/UHF 안테나를 전개하였다. 이때 지상국에 수신되는 비콘 데이터 및 최초 양방향 교신이 공식적으로 확인되었다.

7월 4일부터 지상국에서 일평균 4회 교신이 수행되었으나, 위성에서 비콘이 주기적으로 송신하지 않는 문제를 확인하여 위성 전원부 리셋을 단행하였다. 이 문제의 원인을 확인하기 위해 위성 상황 발생 기록을 지상국 명령을 통해 수집하였다. 기록분석 결과, OBC 상의 전기적 인터페이스의 하드웨어적 결함으로 인해 초기 안테나 전개가 수행되지 않았으며 지속적인 오류가 발생함을 확인하였다. 하지만 다른 중요한 문제는 야기되지 않음이 확인됨에 따라 7월 7일부터 11일까지 위성 시운전을 수행하였고, 위성의 연속적인 상태를 점검하기 위해 플래시 메모리에 60초 간격으로 기록된 비콘 데이터를 수집하였다. 약 3일간의 비콘 데이터 수집에 성공 후 7월 12일 16시경 최초로 SNUGLITE-II 큐브위성의 통신 두절이 확인되었다.

이후 2일간 지상국의 명령이 없는 경우 발생하는 EPS WDT(Watch Dog Timer) 작동 대기과 동시에 대체 통신인 S-Band 송신기를 통한 신호를 확인하였으나 위성이 응답하지 않아 공식적으로 SNUGLITE-II 큐브위성의 운용을 종료하였다.

2.2.2 상황 발생 기록

SNUGLITE-II 큐브위성의 비행 소프트웨어에서는 프로그램 동작 도중 정상, 비정상 이벤트를 발생 시점과 함께 메모리에 기록하도록 설계되어 있다. 따라서 위성의 초기 VHF/UHF 안테나가 전개되지 않았던 문제와 비행 소프트웨어의 정상 동작을 확인하기 위해 7월 6일, 지상국 명령을 통해 상황 발생 기록 데이터를 수신하였다. 수집된 상황 발생 기록은 7월 3일 사출 직후부터 7월 5일 06시 32분(GMT)까지 2,083개이며, 위성의 시각 동기화 이전 589개, 이후 1,494개이다. 위성은 각속도 감쇠 제어와 태양전지판 전개의 조건이 동시에 만족할 때 GPS 수신기를 동작시켜 시각 동기화를 수행하게 되며, 동기화는 사출 1시간 30분 뒤인 7월 3일 08시 55분(GMT)에 이루어졌다.

전체 상황 발생 기록 데이터를 정상, 비정상 이벤트로 구분하고, 각 상황에 대한 통계는 Figs. 6, 7의 그래프와 같다. Fig. 6에서 나타난 바와 같이 정상 발생 상황 기록은 1,333개로서 GPS 시각 동기화에 대한 WDT(GPS Not Fixed, 35%), 현재 운용 모드에 대한 ADCS 모드 WDT(ADCS Mode Check, 26%), 그리고 기타 위성 상태 확인 WDT(Health Check O.K, 40%)로 집계되었다. GPS 시각 동기화가 이루어지지 않은 상황 기록(GPS Not Fixed)은 초기 모드에서 위성 스스로 현재 시간이 유효하지 않은 것을 판단했다는 것을 의미하며, 해당 운용 모드에 맞는 ADCS 연동 및 기타 운용이 정상적으로 작동했음을 알 수 있다.

반면, Fig. 7에서 확인할 수 있는 바와 같이 비정상 이벤트 발생 750개의 상황 기록은 VHF/UHF 안테나 전개 오류(VHF/UHF Ant. Deploy Failure, 11%), 비콘 송신 실패(Beacon Send Failure, 34%), 그리고 데이터 통신 실패(CSP Error, 55%)로 확인되었다. 오류 기록 중 VHF/UHF 안테나 전개 실패에 관한 기록은 i2c 통신 오류로 인한 전개 실패로써 비정상 상황 발생 기록은 모두 i2c 통신 오류로 확인되었다. 즉, SNUGLITE-II 큐브위성은 초기 사출부터 전기적 인터페이스 중 i2c 통신 하드웨어 이슈가 발생하여 안테나 전개 및 비콘 송신에 문제가 있었다고 해석된다. 여기서 데이터 통신 문제는 위성의 링크와 연관된 VHF/UHF 안테나 모듈과 VHF/UHF 송수신기뿐만 아니라, i2c를 활용하는 OBC 간 통신 그리고 EPS와의 통신 사이에도 발생하였다. OBC와 EPS의 경우, 제조사로부터 제공된 CSP(CubeSat Space Protocol)가 활용되었음에도 문제가 발생하였다. 또한 Fig. 4에서 확인할 수 있는 바와 같이 서브시스템 별로 i2c 버스를 분리하였음에도 불구하고 발생한 문제

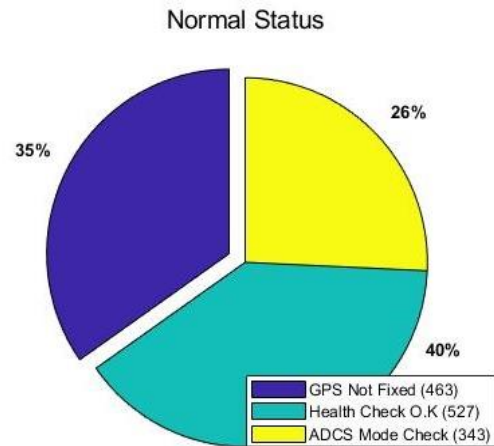


Fig. 6. System Log Pie Chart (Normal Status)

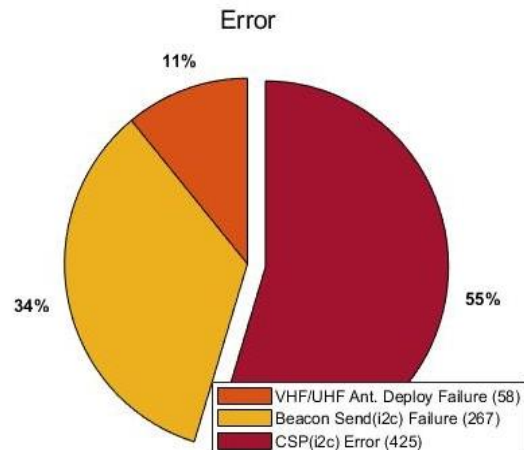


Fig. 7. System Log Pie Chart (Error)

이므로 특정 종속 모듈에 발생한 오류가 아닌 OBC 상의 i2c 버스 문제로 해석된다. SNUGLITE-II 큐브위성의 발사 전 48시간 2.5주기 열진공 환경시험에서 나타난 해당 통신 오류는 비콘 송신 실패 0.01% 이하(2회), OBC 및 EPS 통신 오류 0%(0회)로 집계되었다. 따라서 궤도상에서 나타난 결과는 환경시험 당시에 위성의 전체 시스템에 영향을 미치지 않았던 문제였으므로 궤도상에서 하드웨어적 결함이 발생한 것으로 판단된다.

2.3 SNUGLITE-II 비콘 데이터 분석

2.3.1 비콘 규격 및 데이터 수집 위치

SNUGLITE-II 큐브위성은 위성을 효율적으로 운용하기 위해 단순 비콘(Simple Beacon)과 전체 비콘(Full Beacon)으로 구분된다. 전체 비콘에 대한 규격은 Table 5에 도시된 바와 같다. 전체 비콘은 위성의 상태 정보를 파악할 수 있는 최근 업링크 정보, 시각, GPS 수신기, EPS, ADCS, 모드, 온도 그리고 플래그를 포함하고 있다. 단순 비콘은 전체 비콘 중 업링크 정보, 시각, GPS 수신기, EPS의 전압, 전류 일부 정보를 포함한다. 두 종류의 비콘은 모드에 따라 방송 주기가 결정되며, 일괄적

Table 5. Full Beacon Standard of SNUGLITE-II CubeSat

Data	Description	Type
Last command	Number of last telecommand	1 x unsigned char
Time	"YY/MM/DD HH:MM:SS" in UTC (GMT)	6 x unsigned char
GPS receiver	Time of week [mili-sec]	1 x long int
	Positioning method (bitfield) "1~3": receiver#1~3, "4": TLE (two line element set), "5~7": receiver#1~3 WDT	1 x unsigned char
	"X, Y, Z" position in Earth-centered Earth-fixed (ECEF) [cm]	3 x signed int
	"X, Y, Z" velocity in ECEF [cm/s]	3 x signed int
Electrical power system	Battery status flag "0": initial, "1": under-voltage, "2": safe-mode, "3": nominal, "4": full charge	1 x unsigned char
	Battery voltage [mV]	1 x unsigned short
	Battery current [mA]	1 x unsigned short
	Power-supply-switch flags for each module	1 x unsigned char
	Current consumption for each power-supply-switch [mA]	6 x unsigned short
	Solar-panel input voltage: "X, Y, Z" [mV]	3 x unsigned short
	Solar-panel input current: "X, Y, Z" [mA]	3 x unsigned short
Attitude determination and control system	Estimated attitude: "q0, q1, q2, q3" [-]	3 x float
	Estimated gyro bias: "roll, pitch, yaw" [rad/s]	3 x float
	Estimated angular rate: "roll, pitch, yaw" [rad/s]	3 x float
	Gyroscope measurements: "roll, pitch, yaw" [rad/s]	3 x float
	Sun sensor measurements: "X", "Y", "Z" [-]	3 x signed short
	Magnetometer measurements: "X", "Y", "Z" [mG]	3 x float
	Attitude variance: "q0, q1, q2, q3" [-]	4 x float
	Reaction wheel angular velocity: "X", "Y", "Z" [RPM]	3 x signed short
Mode	Current operation mode "0": init-mode, "1": standby mode, "2-3": mission mode, "4": communication mode, "5": solar panel deployment mode, "6": safe mode, "7": rest mode	1 x unsigned char
	Current ADCS mode (bitfield) "1": B-dot convergence flag, "2-3": attitude determination mode, "4-9": attitude control mode and flags	1 x unsigned char
	Start time of current operation mode "YY/MM/DD HH:MM:SS" in UTC (GMT)	1 x unsigned long
Temperature	Solar panels [°C]	5 x signed char
	Onboard computer [°C]	4 x signed char
	EPS module and Battery [°C]	6 x signed char
	VHF/UHF communication module [°C]	2 x signed char
Flag	(bitfield) "1-4": antenna release status, "5": solar panel, "6": ping function, "7": HMAC status	1 x unsigned char

으로 운용되는 대기모드에서는 10초 간격의 단순 비콘과 30초 간격의 전체 비콘이 방송된다.

SNUGLITE-II 큐브위성은 IARU에서 조정된 아마추어 무선 통신 영역대를 활용하므로 해외 아마추어 무선사들이 수신받은 데이터를 SatNOGS 데이터베이스를 통해 확인할 수 있다. 본 절에서 다루는 데이터는 SNUGLITE-II 큐브위성이 GPS 수신기로부터 시각 동기화를 수행한 이후 위성의 위치, 속도를 포함한 데이터로써 서울대 지상국 수신 517개, SatNOGS 수신 422개 그리고 플레이백 151개, 총 1,090개의 데이터이다. 운용 기간 동안 데이터가 수집된 SNUGLITE-II의 궤도 위치는 Fig. 8에

나타난 바와 같다. Fig. 8에서 빨간색 데이터는 서울대학교 지상국, 파란색 데이터는 SatNOGS의 지상국을 통해 수집된 위성 위치를 나타낸 것이다. 데이터를 수집한 대부분의 지상국은 북반구에 위치해있고, 교신 시간에 한계가 있으므로 위성 비콘 데이터를 연속적으로 수집하기 어렵다. 이러한 문제를 해결하기 위해 위성 비행 소프트웨어 상에서 60초 간격으로 저장된 비콘 플레이백 데이터를 지상국 명령에 의해 수신하였다. 그림에 나타난 노란색 데이터는 위성에 저장된 7월 6일부터 7일까지 저장된 궤도 3주기의 비콘 기록 데이터를 나타낸다. 플레이백 데이터는 UHF 대역을

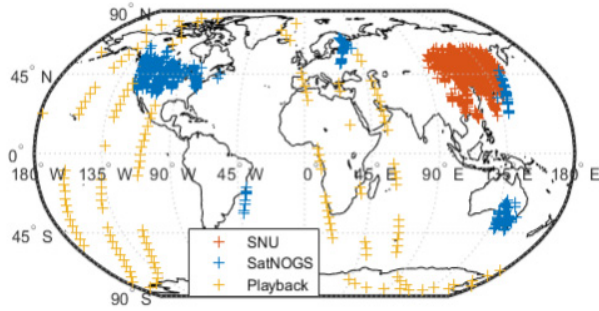


Fig. 8. SNUGLITE-II Position in Beacon Data

통해 수신받았으며, 연속적인 데이터 획득 중 복조에 실패한 데이터로 인하여 비연속적인 구간이 존재한다.

2.3.2 국내개발 GPS 수신기 검증

SNUGLITE-II에 탑재된 GPS 수신기는 국내 기업(단암시스템즈)과 공동개발한 밀리미터급 반송파 측정치를 지원하는 L1/L2C GPS 수신기이다. 이 GPS 수신기는 2018년 SNUGLITE-I 큐브위성에 탑재되어 미터(meter)급 성능 검증을 수행한 국내 최초 큐브위성용 GPS 수신기[2]를 기반으로 하드웨어 소형화 및 펌웨어가 개량되었다. 형상과 제원은 Fig. 9, Table 6에 도시된 바와 같다. Fig. 9에서 확인할 수 있는 바와 같이 PC/104 표준 규격에 3대의 GPS 수신기를 탑재하였으며, 각 수신기는 윗면(Z-), 옆면(Y+/Y-)의 GPS 안테나에 연결된다. Table 6에 도시된 제원에서, GPS 수신기 1대의 소비전력은 0.45[W] 수준으로 큐브위성이 탑재되는 상용 GPS 수신기(OEM-719)의 약 1/3수준의 저전력으로 설계되었다. 하드웨어는 NASA STD-8739.1B의 규격을 바탕으로 패럴린-C 진공코팅을 수행하고 라디오 주파수 신호 품질 개선을 위해 실딩을 추가하였다.

GPS 수신기의 궤도상 성능 검증을 수행하기 위해 북미 우주 방위 사령부(North American Aerospace Defense Command, NORAD)에서 제공하는 TLE(Two-Line Element)를 활용하여 비콘 데이터에 포함된 위치, 속도, 시각 정보의 유효성을 검증하였다. 플레이백 데이터를 활용하여 연속 궤도 3주기에 대해 GPS 수신기의 위치를

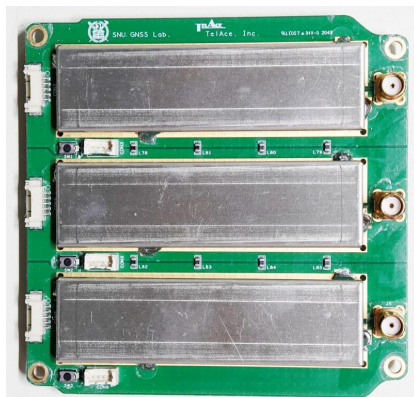


Fig. 9. SNUGLITE-II L1/L2C GPS Receiver(3EA)

Table 6. Specification of GPS Receiver

Voltage	3.3[V]
Power	0.45[W]
Temperature	-40~+85[°C]
Mass	165[g] (3EA)
Size	PC/104 1/3 Standard (1EA) 92x88.9x60.0[mm]
Interface	UART, PPS
Tracking Channel	32 (Max)
Features	GPS L1/L2C signal tracking for LEO CubeSat Ephemeris and PPS output In-orbit flight heritage
Hardware for Space	Conformal coating (Parylene-C) Shield CAN NSPx(C7521)

TLE와 비교한 결과는 Figs. 10, 11에 나타난 바와 같다. Fig. 10에서 확인할 수 있는 같이 SNUGLITE-II 큐브위성의 궤도는 GPS 수신기에서 제공되는 항법해와 TLE 궤도 정보를 통해 근지점 699.6[km], 원지점 714.4[km]으로 확인된다. 이는 한국형 발사체 누리호의 목표 투입

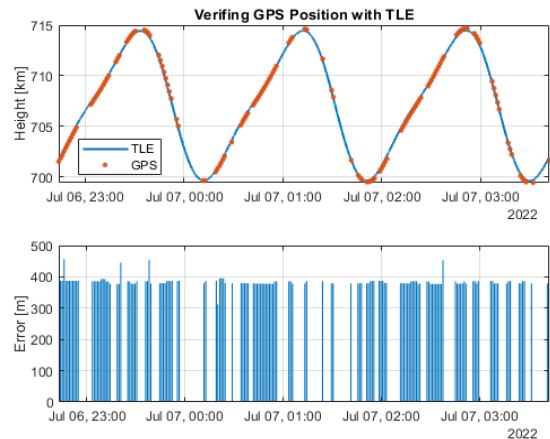


Fig. 10. GPS Position Verified Results with TLE

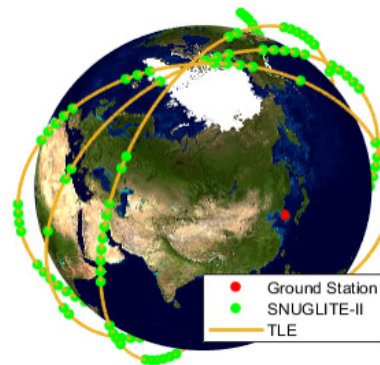


Fig. 11. GPS Position and TLE Orbit

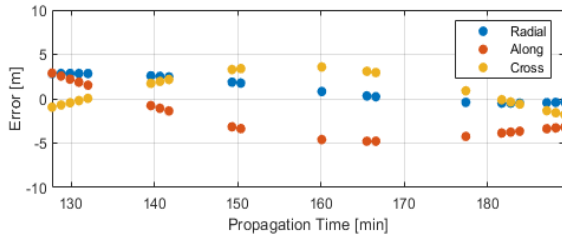


Fig. 12. Overlap Analysis Result

고도 700[km](±5%)를 큐브위성을 통해 입증할 수 있는 결과이다. 또한 TLE 궤도와 GPS 수신기 출력 위치를 비교하였을 때 3D RMSE 384[m]의 오차를 보여 GPS 수신기에서 제공하는 위치가 TLE 오차 수준 내에서 유효함을 확인하였다.

TLE는 외부 섭동력에 대해 변화하는 궤도요소에 대해 평균적인 모델을 가정하였기 때문에 유효시간 내에 킬로미터(kilo-meter) 급의 정확성을 가진다고 알려져 있다. 따라서 GPS 수신기에서 제공하는 위치정보를 보다 정밀하게 검증하기 위해, 궤도결정 기법을 활용하여 위치 성능을 검증할 수 있다. 이때 제공된 GPS 위치 데이터를 나누어 위성 궤도를 구분된 데이터 구간별로 결정하고, 결정된 궤도 간의 위치를 비교하는 공통구간 분석(Overlap analysis) 기법이 활용된다. 공통구간 궤도 분석 결과는 Fig. 12에 도시된 바와 같다. 플레이백 데이터의 연속 구간을 활용하여 궤도결정을 수행한 후, 궤도결정 공통 구간 분석 결과 GPS 수신기 제공 위치 오차가 Radial 1.9[m], Along-track 3.2[m], Cross-track 1.9[m], 그리고 3D 4.2[m] 수준으로 성능을 제공함을 확인하였다[4]. 이는 일반적으로 저궤도 위성에 탑재된 단일주파수 GPS 수신기의 항법해 오차 10[m]를 만족하는 결과이다[5].

2.3.3 자세결정 및 제어시스템 검증

다음으로, 독자 개발한 SNUGLITE-II 큐브위성의 자세결정 및 제어시스템을 검증한다. 먼저 위성이 사출된 직후부터 수행되는 각속도 감쇠는 자기장 센서의 변화율을 활용한 B-dot 제어가 설계되었다. 각속도 수렴을 판별하기 위한 모니터링 값은 3축 자기장 측정치 변화율의 제곱의 합을 활용한다. 이는 표준 정규 확률 변수들의 제곱의 합으로 정의된 카이제곱(Chi-Square) 분포의 특성으로 모델링되어 확률적으로 0.3[deg/s] 이내의 각속도를 판별하도록 설계되어 있다[6]. 각속도 감쇠를 마치면 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter)를 활용하여 자세 추정을 수행하고, 지상국 명령에 의해 반작용 휠이 동작하도록 설계되었다. SNUGLITE-II 큐브위성은 각속도 감쇠 제어에 성공하였으나, 위성 시운전 단계에서 반작용 휠 제어를 수행하기 이전에 위성 통신 두절이 되었다. 이로 인해 자기토크를 활용한 자세제어를 수행하였으며, 본 절에서는 각속도 감쇠 성능과 확장 칼만 필터로 추정된 위성 자세추정 정보를 검증한다.

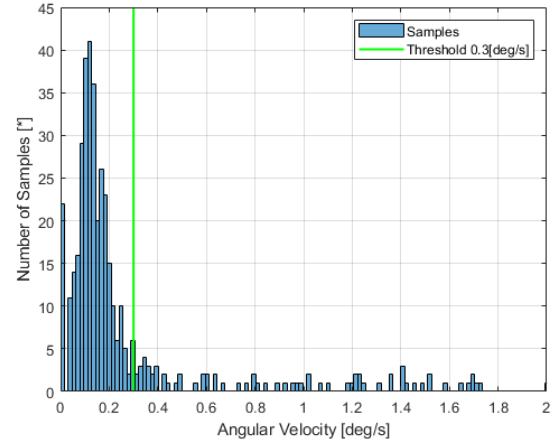


Fig. 13. Estimated Angular Velocity Distribution

SNUGLITE-II 큐브위성 자세결정 시스템은 MEMS 센서(태양, 자기장, 자이로 센서)를 융합하여 자세를 추정하는 MEMS 모드와 GPS 반송파를 활용하여 자세를 추정하는 GPS 자세결정 모드로 구분된다[7]. 위성 시운전에서 운용된 모드는 MEMS 모드이다. 여기서 활용된 자이로 센서는 InvenSense사의 MPU-3300의 저가형 MEMS 자이로 센서로써 0~3[deg/s] 수준 측정치 바이어스가 존재한다. 따라서 자이로 바이어스를 상태변수를 포함한 확장 칼만 필터가 활용되며, 이를 활용하여 나타난 위성의 추정된 각속도 분포는 Fig. 13에 도시된 바와 같다. Fig. 13에서 확인할 수 있는 바와 같이 초기 각속도 감쇠 목표치인 0.3[deg/s]에 대해 위성이 안정화되었음을 확인할 수 있으며 수렴 이후에도 지속적으로 각속도가 유지됨이 확인된다.

자세결정 MEMS 모드의 성능 검증을 위해, 3가지 센서 정보를 활용하여 자세를 추정하는 TRIAD (TRI-axis Attitude Determination) 기법[8]을 활용하여 온보드에서 계산되는 실시간 자세추정 결과와 비교한다. 이를 위해 비콘에 포함된 태양 센서, 자기장 센서, 자이로 센서 측정치 벡터와 GPS 수신기에서 제공되는 위치, 시각 정보가 활용된다.

TRIAD 기법을 활용하기 위해 태양센서와 자기장 센서로부터 추정되는 동체 좌표계에 대한 벡터로 구성된 행렬 C_{TRIAD}^{Body} 는 다음 식 (1), (2)와 같이 기술된다. 여기서 \bar{s}_{meas} , \bar{B}_{meas} 는 각각 동체 좌표계에서 측정된 태양 센서 및 자기장 센서 측정치를 나타낸다.

$$C_{TRIAD}^{Body} = \begin{bmatrix} \hat{e}_x^{Body} & \hat{e}_y^{Body} & \hat{e}_z^{Body} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \hat{e}_x^{Body} &= \bar{s}_{meas} \\ \hat{e}_y^{Body} &= \frac{\bar{s}_{meas} \times \bar{B}_{meas}}{\|\bar{s}_{meas} \times \bar{B}_{meas}\|} \\ \hat{e}_z^{Body} &= \hat{e}_x^{Body} \times \hat{e}_y^{Body} \end{aligned} \quad (2)$$

같은 방법으로 지역 좌표계(Radial-In-Cross Track

Frame)에 대한 태양, 자기장 벡터로 이루어진 행렬 C_{TRIAD}^{Local} 은 NASA JPL의 DE405 및 IGRF-12 모델에서 제공되는 태양 벡터(\bar{s}_{model})와 자기장 벡터(\bar{B}_{model})를 활용하여 식 (3), (4)와 같이 기술된다. 이때 필요한 좌표변환은 GPS 수신기에서 제공되는 시각 정보와 위치, 속도가 활용된다.

$$C_{TRIAD}^{Local} = \begin{bmatrix} \hat{e}_x^{Local} & \hat{e}_y^{Local} & \hat{e}_z^{Local} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \hat{e}_x^{Local} &= \bar{s}_{model} \\ \hat{e}_y^{Local} &= \frac{\bar{s}_{model} \times \bar{B}_{model}}{|\bar{s}_{model} \times \bar{B}_{model}|} \\ \hat{e}_z^{Local} &= \hat{e}_x^{Local} \times \hat{e}_y^{Local} \end{aligned} \quad (4)$$

이제 식 (1), (3)의 행렬을 활용하여 다음 식 (5)의 관계를 활용하면 지역 좌표계로부터 동체 좌표계까지의 DCM(Direction Cosine Matrix)을 산출할 수 있다.

$$C_{Local}^{Body} = C_{TRIAD}^{Body} (C_{TRIAD}^{Local})^T \quad (5)$$

TRIAD 기법을 활용하여 산출된 DCM으로부터 추정된 자세와, 위성 비콘에 포함된 자세결정 시스템으로부터 추정된 자세정보를 비교한 결과는 Fig. 14와 같다. 여기서, 활용된 데이터는 3주기의 플레이백 데이터를 활용하였으며, TRIAD 기법을 활용할 수 없는 일식 구간을 제외한 약 2주기의 태양기간 데이터이다. 자세결정 시스템에서는 TRIAD 기법에서 활용되는 태양 및 자기장 센서 외에 자이로 센서 측정치를 추가적으로 결합한 확장 칼만 필터를 활용하기 때문에 TRIAD 기법보다 자세 추정 오차가 정확할 것으로 예측 가능하나, 본 논문에서는 주어진 정보의 한계로 인해 TRIAD 기법과의 검증으로 대체하였다.

Figure 14에 나타난 결과와 같이 SNUGLITE-II 자세결정 시스템에서 제공하고 있는 위성 자세는 TRIAD 기법을 활용하여 추정된 자세정보와 3D RMSE 4.6[°], 2.7[°] 수준의 오차를 보였다.

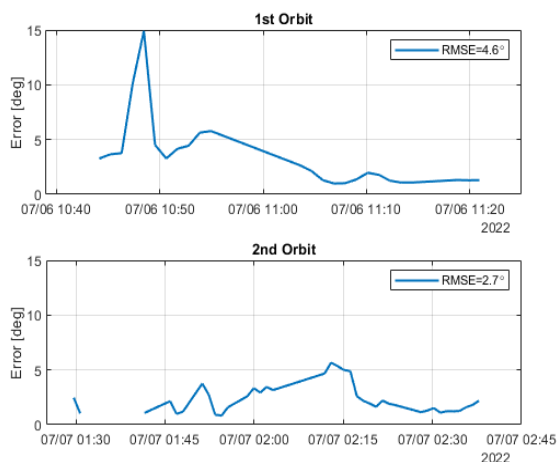


Fig. 14. Verifying Attitude with TRIAD Method

2.3.4 전력 상태 및 태양패널 전개 분석

SNUGLITE-II 큐브위성의 초기모드 및 대기모드 중 시운전 상태의 전력 마진은 각각 15.3%, 81.0%로 설계되었다. 위성의 초기 생존을 확보하기 위해 항상 양의 여유값을 가지는 전력 마진을 설계하였기 때문에 초기 시나리오에서 배터리가 항상 완충 상태를 유지하여야 한다.

전체 비콘 데이터를 통해 확인한 배터리 충전량은 Fig. 15에 나타난 바와 같다. Fig. 15에 나타난 바와 같이, SNUGLITE-II 큐브위성이 초기 사출 이후부터 배터리 충전량이 지속적으로 98% 이상 유지되고 있음을 확인할 수 있으며 설계된 전력 마진에 대해 예측 가능한 결과로 해석할 수 있다. 특히, 초기 시운전 단계에서 GPS 수신기 3대 중 1대만 운용하고 자기토크만을 활용한 자세제어를 수행하였기 때문에 전력 소비가 최소화되었다.

SNUGLITE-II 큐브위성은 전력 생산을 위한 태양패널 전개 구조를 자체 제작하였다. 태양패널은 2.1절에서 서술한 바와 같이, 아랫면(Z+)과 옆면(X+) 방향에 전개 장치가 탑재되어 있다. 전개 장치의 유효성을 검증하기 위해, 본 논문에서는 비콘 데이터에서 제공하는 태양 벡터를 활용하여 전력 시뮬레이션을 수행하고 각 축으로부터 측정되는 태양패널 충전 전류량을 통해 전개 여부를 판단하였다. 전력 시뮬레이션과 비콘 데이터의 태양패널 충전 전류량을 비교한 결과는 Fig. 16에 도시된 바와 같다. Fig. 16에서 빨간색 데이터는 태양패널이 전개되지 않은 상황을 가정한 시뮬레이션 결과, 파란색 데이터는 태양패널이 전개된 상황을 가정한 시뮬레이션 결과를 나타내며 노란색 데이터는 플레이백 비콘 데이터에 기록된 태양패널 충전 전류량을 나타낸다. 먼저 각 축의 전류량을 확인하였을 때, 패널 전개 구조와 연관되지 않은 Y축의 경우 전개 전/후의 시뮬레이션 결과가 일치함을 확인할 수 있으며 X, Y, Z축과 비교하여 실제 전류 충전량이 가장 적은 것을 확인할 수 있다. 반면, X, Z축의 경우 태양패널의 전개 여부에 따라 그림자로 인해 충전 전류가 상이해지므로 전개 전/후의 시뮬레이션 결과가 상이함을 확인할 수 있다. 시뮬레이션 결과와 실제 비콘을 통해 수집된 태양 패널 충전량을 비교하면, 태양패널이 전개되었다고 가정한 시뮬레이션과 비콘 데이터의 태양패널 충전 전류가 비슷한 경향성을 보여 태양패널 전개에 성공하였음을 확인할 수 있다.

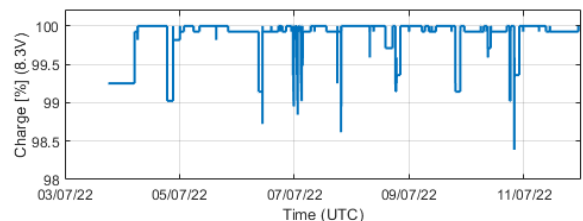


Fig. 15. Battery Status

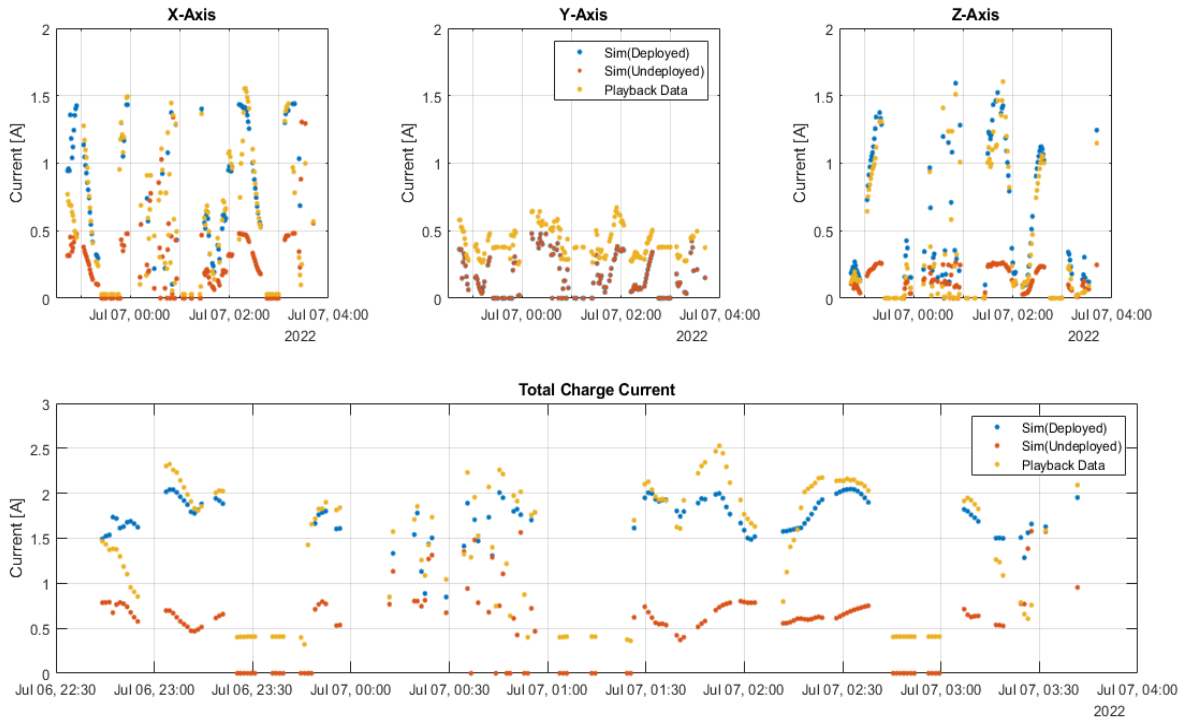


Fig. 16. Solar Panel Deployment Verified Results

2.3.5 업링크 명령 및 온도 상태

SNUGLITE-II 큐브위성의 비콘 데이터의 첫 번째 8 자리 비트는 지상국 명령에 대해 위성의 응답 여부와 오류 여부를 나타낸다. 운용기간 내에 하루 평균 4회 이상 양방향 교신을 수행하였으며, 활용된 명령은 VHF/UHF 안테나 강제 전개 명령(CMD#17), 위성 전원 리셋 명령(CMD#0), 위성 상황발생기록 송신 명령(CMD#22), 플레이백 비콘 데이터 메모리 로드(CMD#6), 그리고 통신 모드에서 전송시작(CMD#4)이다. 송신된 명령들은 위성이 응답함에 따라 비콘 데이터에 기록되었으며, Fig. 17에 도시된 바와 같이 운용기간 내의 시각 정보와 함께 위성이 지상국 명령에 응답하였음을 확인할 수 있다.

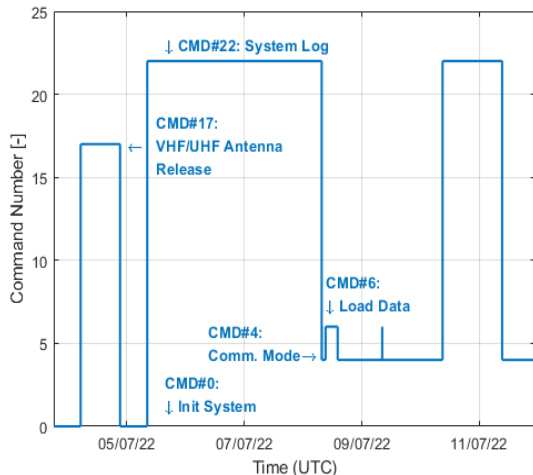


Fig. 17. Last Command in Total Beacon Data

Figure 18은 위성 내/외부의 부품에 대한 온도를 연속 플레이백 데이터를 통해 도시한 것이다. 비콘에 포함된 내

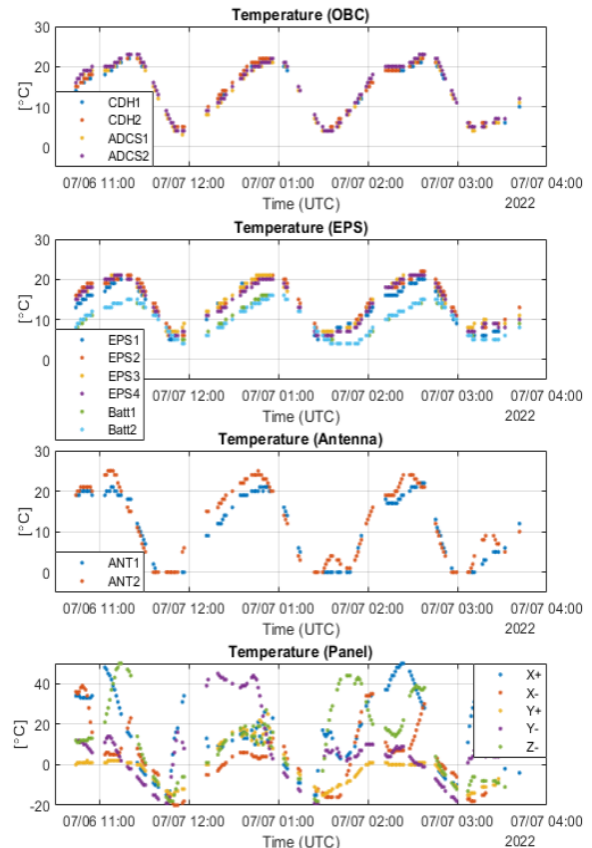


Fig. 18. Temperature in Playback Data

부 모듈의 온도 데이터는 OBC(CDH, ADCS), EPS, 그리고 VHF/UHF 안테나 모듈이며, 외부 온도 데이터로 태양패널에 부착된 온도 센서 데이터가 포함된다. 먼저 내부 모듈의 온도 데이터에서 히터 동작 여부를 결정하는 배터리 온도를 확인하였을 때, 0~25[°C] 사이의 영상의 온도를 항상 유지하고 있음을 확인할 수 있으며, 이로 인해 SNUGLITE-II 큐브위성의 히터는 운용 기간 동안 동작되지 않았다. OBC와 VHF/UHF 안테나 또한 EPS와 가까운 곳에 배치되어 있어 비슷하게 0~28[°C] 범위의 온도를 유지하였다. 이는 누리호 2차 발사 궤도의 LTAN(Longitude of the Ascending Node) 영향으로 해석된다.

태양 패널에 부착된 외부 온도 센서 데이터를 확인한 결과 -20~50[°C] 사이의 온도 범위가 유지됨을 확인할 수 있으며 이는 일반적인 3U 이하 큐브위성에서 보고된 외부 온도 범위에 부합하는 결과를 나타내었다.

III. 결 론

본 논문에서는 SNUGLITE-II 큐브위성의 운용 결과를 분석하였다. 이를 위해 SNUGLITE-II 큐브위성의 시스템 및 비콘 규격 그리고 운용 기록을 기술한 뒤, 운용 기간 내에 수집된 비콘, 플레이백 그리고 상황 발생 기록 데이터를 통해 위성의 상태와 기술검증을 수행하였다. 상황 발생 기록 분석 결과, 운용 기간 내에 지상국 명령 응답 및 비행 소프트웨어는 정상 동작하였으나, i2c 통신 하드웨어 문제가 발생하였음을 확인하였다. 자체 개발한 GPS 수신기의 경우, TLE 궤도와 384[m], 궤도 결정 기법을 활용하였을 때 4.2[m] 수준의 위치오차를 제공함을 확인하여 SNUGLITE-I 큐브위성과 더불어 국내 개발 GPS 수신기의 2번째 궤도상 기술검증을 수행하였다. 또한 독자 개발 자세결정 및 제어시스템을 통해 초기 각속도 감쇠가 정상적으로 수행되었으며, 시운전 모드에서 자세결정 알고리즘의 정확도는 3D RMSE 4[°]를 보장함을 센서 데이터를 통해 검증할 수 있었다. 추가적으로 비콘 데이터에 내포된 지상국 명령 번호를 통해, 위성이 지상국 명령에 즉각 응답하였음을 확인하였으며, 전력, 태양패널 전개 여부, 온도 데이터를 통해 연속 궤도 데이터에 대해 위성 상태 변화를 확인하였다. SNUGLITE-II 큐브위성은 전기적 인터페이스 문제로 인해 기대 임무 기간에 미치지 못하였으나, 운용 기간 내에 궤도상 데이터를 통해 직간접적인 기술 검증과 위성 상태 점검을 수행할 수 있었다. 본 논문에서 제시한 SNUGLITE-II 큐브위성의 사례를 통해 큐브위성의 전기적 인터페이스 한계를 보완하고, COTS로 알려진 해외 부품을 대체할 국내 부품들의 우주검증을 통해 기술력을 진전시킨다면 추후 국내 큐브위성의 기술력 확보와 임무 성공률이 향상될 것으로 기대된다.

후 기

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구이며(NRF-2022M1A3C2014567), 이에 관계 기관의 지원에 감사를 드립니다. 그리고 서울대학교 항공우주신기술연구소 및 서울대학교 공학연구원 시설 지원에도 감사를 드립니다.

데이터 가용성

본 논문의 연구 결과를 뒷받침하는 일부 데이터는 SatNOGS 데이터베이스, 참조번호 52899 (SNUGLITE-II)를 통해 공개적으로 사용할 수 있습니다. 해당 데이터는 다음 링크를 통해 확인할 수 있습니다: <https://db.satnogs.org/satellite/YFNZ-9504-4902-9033-1722>. 이외 데이터 가용성은 적용되지 않습니다.

References

- 1) Kursinski, E. R., Hajj, G. A., Schofield, J. T., Linfield, R. P. and Hardy, K. R., "Observing Earth's atmosphere with radio occultation measurements using the Global Positioning System," *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, Vol. 102, No. D19, October 1997, pp. 23429~23465.
- 2) Kim, O., Shim, H., Yu, S., Bae, Y., Kee, C., Kim, H., Lee, J., Han, J., Han, S. and Choi, Y., "In-Orbit Results and Attitude Analysis of the SNUGLITE Cube-Satellite," *Applied Sciences*, Vol. 10, No. 7:2507, April 2020.
- 3) Bouwmeester, J., Langer, M. and Gill, E., "Survey on the implementation and reliability of CubeSat electrical bus interfaces," *CEAS Space Journal*, Vol. 9, June 2017, pp. 163~173.
- 4) Park, J., Shim, H., Bae, Y., Kee, C. and Yu, S., "Verification of Space GPS Receiver Navigation Performance Based on Full-Orbit Navigation Solutions of CubeSat," *Proceedings of the 2023 International Technical Meeting of The Institute of Navigation*, Long Beach, California, January 2023, pp. 252~261.
- 5) Montenbruck, O., Markgraf, M., Garcia-Fernandez, M. and Helm, A., "GPS for Micro-satellites - Status and Perspectives," *Proceedings of 6th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*, Berlin, Germany, April 2007, IAA-B6-0501.
- 6) Choi, M., Kim, O., Kim, H., Shim, H. and Kee, C., "Probabilistic Determination Algorithm for Detumbling and Angular Rate Convergence using a Three-Axis

Magnetometer,” *Transactions of The Japan Society For Aeronautical And Space Sciences*, Vol. 65, Iss. 2, March 2022, pp. 76~83.

7) Shim, H., Bae, Y. and Kee, C., “Real-time Software Verification Technique of Attitude Determination and Control System for CubeSat,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 53, No. 3, 2023, pp. 207~216.

8) Markley, F. L., “Attitude Determination Using Two Vector Measurements,” *Proceedings of Flight Mechanics Symposium, NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD, May 1999*, pp. 39~52.

9) Rossi, S., Ivanov, A., Richards, M. and Gass, V., “The Swisscube’s Technologies Results After Four Years of Flight,” *Proceedings of 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, September 2013*.