

# 초소형 SAR 위성 S-STEP의 임무 시나리오에 따른 자세 제어 성능 예비 분석

이은지<sup>1,†</sup>, 박진한<sup>1</sup>, 송성찬<sup>1</sup>, 오현웅<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한화시스템

<sup>2</sup>조선대학교/국방과학연구소

## Preliminary Analysis on Characteristics of Attitude Control based on Operation Scenario of Small SAR Satellite Mission, S-STEP

Eunji Lee<sup>1,†</sup>, Jinhan Park<sup>1</sup>, Sung-Chan Song<sup>1</sup> and Hyun-Ung Oh<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Hanwha Systems

<sup>2</sup>Chosun University/Agency for Defense Development

### Abstract

S-STEP is a small SAR satellite mission that monitors time-limited emergency targets and military anomalies in areas of interest, achieving the average revisit in less than 30 minutes by deploying a constellation of 32 satellites in low orbit at an altitude of 510 km. The mission operation mode of S-STEP is divided into normal mode, observation mode, communication mode, and orbit maintenance mode. Further, the attitude control mode is subdivided into initial detumbling, sun pointing, target pointing, ground station pointing, and thrust direction maintenance. Based on the preliminary mission operational scenario and the satellite's characteristics, this study analyzed the attitude control performance during initial detumbling and observation modes. It verifies that each mode's attitude control accuracy requirements within the time allotted by the scenario of the S-STEP achieved.

### 초 록

S-STEP 은 관심 지역의 시한성 긴급 표적 및 군사적 이상 징후를 감시하기 위한 초소형 SAR 위성 임무로, 고도 510 km의 저궤도에 32 대의 위성군을 배치하여 관심 지역에 대해 평균 재방문 주기를 30 분 이하로 달성한다. S-STEP의 임무 운용 모드는 표준 모드, 관측 모드, 통신 모드, 궤도유지 모드 등으로 구분되며, 이에 따라 자세 기동 모드 역시 초기 각속도 안정화, 태양 지향, 목표지점 및 지상국 지향, 추력 방향 유지 등으로 세분화된다. 이 연구에서는 S-STEP 임무 운용 시나리오의 예비 설계 결과와 위성체의 특성을 바탕으로 초기 각속도 안정화 및 태양 지향 모드와 관측 궤도 운용 모드에서의 자세 성능을 분석하였다. 분석 결과, 할당된 시간 이내에 필요한 자세 제어를 완료하여 각 모드에서 요구되는 자세 제어 정확도를 달성함을 확인하였다.

**Key Words :** Synthetic Aperture Radar(SAR, 합성개구레이다), Small satellite(소형위성), Satellite attitude control(위성자세제어)

## 1. 서 론

최근 저비용으로 신속하게 위성을 개발하려는 뉴 스페이스 패러다임이 전 세계적으로 확대됨에 따라 소형 위성의 개발이 증가하고 있다[1]. 특히 기존의 소형 위성이 성능의 한계로 인해 교육용이나 시험/검증 위주로 활용되어 온 것과 달리, 최근에는 고성능 소형 장비의 개발을 비롯한 우주 관련 기술의 발전으로 인해 다양한 임무 수행을 위한 소형 위성 개발이 증가하

Received: Mar. 21, 2022 Revised: Aug. 05, 2022 Accepted: Aug. 10, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-31-8020-7146, E-mail: lej315@hanwha.com

© The Society for Aerospace System Engineering

고 있다. 특히 다수의 소형 위성을 군집 형태로 운용할 경우 효율성과 확장성 측면에서의 장점이 크기 때문에 소형 위성군 임무가 증가하고 있다. 특히 SAR 위성의 경우 전천후 관측이 가능하기 때문에 군집을 형성하여 특정 지역에 대해 준 실시간 관측을 수행할 수 있다. 소형 위성군을 이용한 SAR 임무의 대표적인 사례로는 ICEYE, Capella SAR, StriX 등이 있다. ICEYE는 90 kg급 초소형 SAR 위성 18대로 구성된 위성군 임무로, 1 m 급 해상도를 제공한다[2]. 2018년에 첫번째 위성이 발사되어 운용되고 있으며, 추가 개발 및 발사를 통해 2022년까지 위성군 구축을 완료할 예정이다[3]. Capella SAR 위성은 197 kg의 SAR 위성으로, 0.3 m 급의 해상도를 제공한다. 총 36기 위성군 구성을 목표로 2020년부터 발사 및 운용을 하고 있다[4]. StriX는 일본의 130 kg급 SAR 위성으로, 3 m 급 해상도를 제공한다. 첫번째 위성인 StriX- $\alpha$ 는 2020년 발사되어 운용 중이며, StriX- $\beta$ 는 2022년에 발사 예정이다[5,6].

S-STEP (Small SAR Technology Experimental Project)은 초소형 80 kg급 SAR 군집위성 임무로, 관심 지역의 시한성 긴급표적 및 군사적 이상 징후를 준 실시간으로 감시하여 기존 군 정찰위성체계의 보조적인 역할을 수행한다. 이러한 임무 수행을 위해서는 태양 지향, 관측목표지점 지향 등 다양한 자세 기동이 필수적이며, 특히 목표 지점에 대한 고해상도 촬영을 위해서는 정확한 자세 제어 성능이 요구된다. 이 연구에서는 S-STEP의 운용 시나리오에 따른 자세 기동 특성과 제어 성능을 분석한다. 2장에서는 S-STEP 임무의 목표 및 특성, 형상 특성, 임무 운용 모드 및 자세 제어 모드에 대해 기술한다. 3장에서는 임무 운용 시나리오의 예비 설계 결과에 따라 초기 각속도 안정화 및 태양지향, 관측 궤도 운용 시의 자세 기동 성능을 분석한다. 4장에서는 분석 결과를 요약하고 그 의미와 활용 방안에 대해 서술한다.

## 2. S-STEP 임무

### 2.1 임무 목표 및 특성

S-STEP은 관심 지역의 시한성 긴급 표적 및 군사적 이상 징후를 준 실시간으로 감시하기 위한 80kg급 초소형 SAR 위성 임무이다. 임무 궤도는 고도 510 km, 궤도 경사각 44.2도의 저궤도이며, 4개의 궤도면에 각각 8기씩 총 32대의 위성을 배치하여 관심 지역의 평균 재방문 주기를 30분 이하로 유지한다. S-STEP은 1 m 해상도의 고해상 표준 모드(stripmap)와 4 m 해상도의 광역관측모드(scan SAR)로 SAR 이미지를 촬영하며, 1 m 해상도로 SAR 영상을 획득하는

video SAR 모드를 시험 운용한다. SAR 영상은 촬영 직후 고속 X-band 통신을 이용해 지상국으로 전송되며, 상태 정보 송신과 지상국으로부터의 명령 수신에는 S-band 통신을 활용한다. 또한 S-STEP은 위성간 통신을 위한 별도의 S-band 통신 시스템을 탑재하여 필요시 긴급 명령을 전달한다. Fig. 1은 S-STEP의 운용 개념을 요약한 것이다.

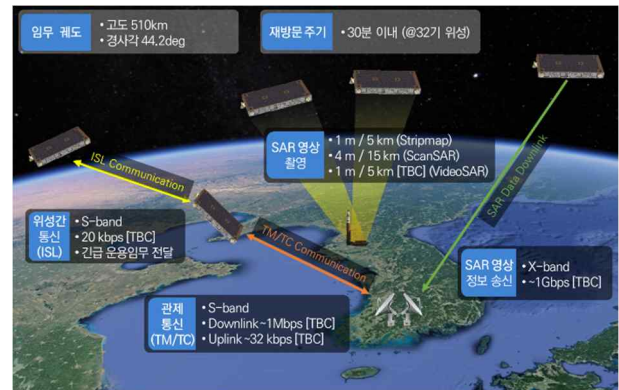


Fig. 1 Operation concept of S-STEP mission

### 2.2 위성체 형상 및 자세 제어부 특성

S-STEP은 Fig. 2와 같이 관형 구조로, 전개형 태양판과 안테나 등 외부 전개형 장치를 제거하여 구조적인 강건성을 확보하였다. 또한 구조체-탑재체 일체형 구조를 채택함으로써 시스템을 단순화하고 열 제어 효율을 높였다[7,8]. 이러한 S-STEP의 형상 특성은 자세 기동 측면에서 크게 두가지 특징을 유발한다. 우선 외부 부착형 장치에 의한 외란이 최소화됨으로써 자세 기동 시 안정화 시간이 짧다. 이는 제한된 시간 내에 빠르게 자세 기동을 수행해야 하는 고기동 임무에서 매우 큰 장점으로 작용한다. 또한 S-STEP의 관형 구조 특성상 축 별 질량 분포의 비대칭성이 크기 때문에 회전 축에 따른 자세 제어 성능 차이가 발생한다. 특히 z축에 대한 관성 모멘트가 다른 축에 비해 매우 크기 때문에 축 별 자세 기동 특성을 각각 분석하여 운용 시나리오에 반영해야 한다.

S-STEP은 자세 제어를 위해 반작용 휠(reaction wheel, RW), 자기토크(magnetorquer, MTQ) 등의 구동기와 자이로, 별 센서, 태양 센서 등의 센서를 탑재하고 있다. 이들 장치는 우주 검증이 완료된 상용품으로, Fig. 3과 같이 배치된다. 이 연구에서는 자세 제어 성능 분석을 위해 탑재한 자기토크와 반작용 휠의 주요 성능을 Table 1과 같이 반영하였다.

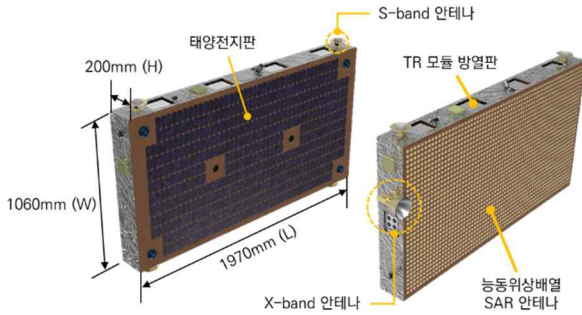


Fig. 2 Figure of S-STEP

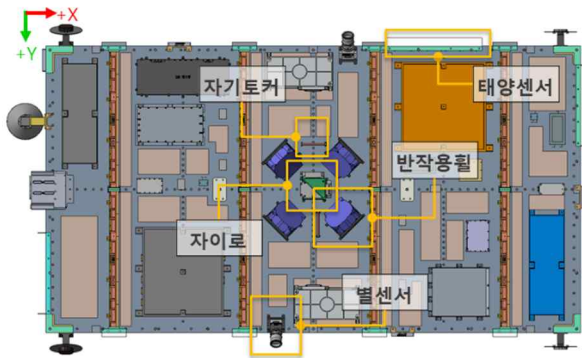


Fig. 3 Equipment for attitude control of S-STEP

Table 1 Characteristics of equipment for attitude control of S-STEP

Magnetic torquer	
Property	Value
Magnetic moment ( $Am^2$ )	1.6
Residual moment ( $Am^2$ )	< 0.01
Dimensions ( $mm$ )	72 (l), 15 (w), 13 (h)
Mass ( $g$ )	< 53
Power (mW)	< 800
Reaction wheel	
Property	Value
Momentum ( $Nm\ s$ )	0.50
Max Torque ( $Nm$ )	0.025 Nm
Dimensions ( $cm$ )	11 (l), 11 (w), 3.8 (h)
Mass (kg)	0.75
Power (W)	< 3 (half momentum) < 6 (full momentum)

2.3 임무 운용 및 자세 제어 모드

S-STEP의 운용 단계(phase)는 시기에 따라 발사 및 초기 운용 단계, 임무 단계, 임무 종료 단계로 구분된다. 발사 및 초기 운용 단계는 발사체에서 사출된 이후 각 구성품의 기능/성능 점검 및 안정화를 수행하는 단계이다. 임무 단계는 위성이 관측, 통신 등 실제

임무를 수행하는 단계이며 임무 종료 단계는 위성의 임무 수행이 불가능한 경우 최소한의 운용만을 유지하는 단계이다. S-STEP의 각 운용 단계에서는 체계 운용 모드를 활용하여 필요한 업무를 수행하며, 체계 운용 모드는 본체와 탑재체로 구분되어 각각의 운용 모드로 정의된다. 본체 운용에 필요한 기능은 해당되는 부체계로 할당되어 각각의 모드 형태로 상세하게 정의되는데, 이 중 궤도 및 자세의 제어 모드는 AOCs (Attitude and Orbit Control Subsystem)에서 정의되며 특히 자세 제어 모드는 비행 제어 소프트웨어(Flight Control Software, FCS)에서 정의된다(Fig. 4).

S-STEP의 자세 제어 모드는 제어 없음(no control), 초기 각속도 안정화(detumbling), 태양 방향 획득(sun capture) 및 태양 지향(sun tracking), SAR 이미지 촬영(strip imaging) 및 영상 촬영(videoSAR), 다운링크(download), 궤도 유지(orbit maintenance), 정렬(calibration) 등 총 9개로 세분화된다. 각 모드의 제어 목적과 사용하는 구동기는 Table 2와 같이 정의되며, 요구되는 지향 정확도는 Table 3과 같다. 이 때 자세 결정(knowledge)에는 태양센서, 자력계, 자이로(gyro), 별 추적기를 활용한다. 특히 영상촬영 및 다운로드 시 요구되는 높은 정확도를 충족하기 위해 자이로와 별센서의 측정 값을 활용한 QUEST (quaternion estimator) 기법을 사용한다. 자이로와 별 센서를 활용한 QUEST 기법의 자세 결정 정확도는  $0.01^\circ$  수준으로 알려져 있다[9].



Fig. 4 Architecture of S-STEP operation mode

Table 2 Definition of attitude control modes

자세제어모드	정의	구동기	
		RW	MTQ
No control	자세 제어 없음		
Detumbling	위성 각운동량 감소		○
Sun capture	태양전지판: 태양지향	○	○
Sun tracking	-z축: 태양지향 +y축: 궤도 각운동량 방향	○	○
Strip imaging	Roll/pitch 회전각 유지	○	

VideoSAR	Roll/pitch/yaw steering	○	
Download	X-band 안테나: 지상국지향	○	
Orbit maintenance	+ x축: 궤도 속도 방향	○	
Calibration	Pre-defined motion (시나리오 정의)	○	

**Table 3** Requirements for attitude knowledge and control of each mode

Attitude control mode	Requirement (deg, 3σ)	
	Knowledge	Control
Sun Tracking	2.5 (3D)	5 (3D)
Strip Imaging	0.04 (roll/pitch)	0.08 (roll/pitch)
VideoSAR	0.05 (yaw)	
Download	0.04 (roll/pitch)	8 (roll/pitch)

### 3. 자세 제어 시나리오 분석

#### 3.1 초기 각속도 안정화 및 태양지향

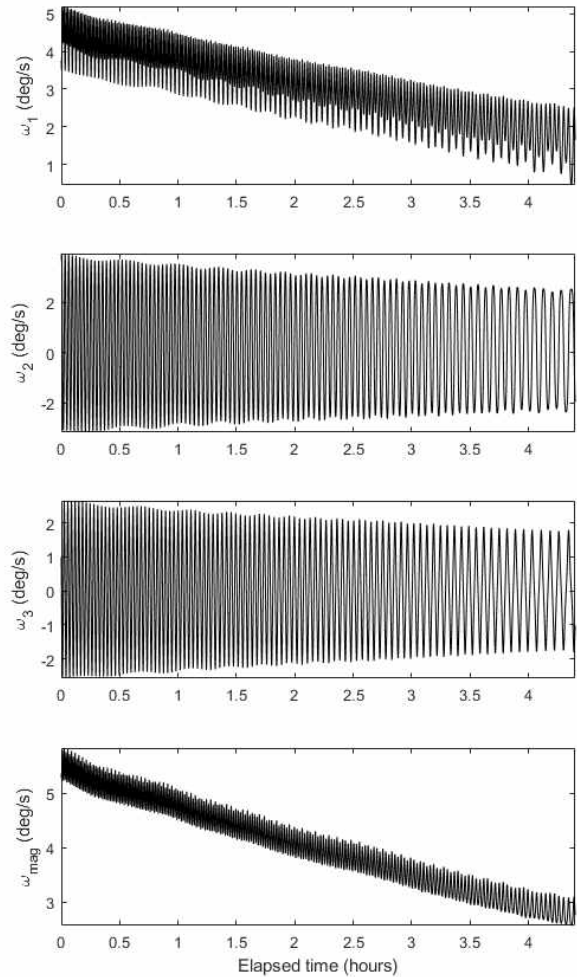
초기 각속도 안정화(detumbling)는 발사체에서 사출된 이후 위성체의 회전성분을 제거하기 위한 자세 기동으로, 자기토크를 이용해 B-dot 제어를 수행한다. 각속도가 안정된 이후에는 전력 생산을 위해 태양 전지판이 안정적으로 태양을 지향(sun capture)하도록 반작용 휠을 활용하여 자세 제어를 수행한다. 배터리의 용량과 방전 등을 고려할 때 사출부터 태양지향까지의 소요시간은 4시간 이내여야 하므로 초기 각속도 안정화 및 태양지향 성능을 분석하여 초기 운용 시나리오를 수립해야 한다. 이를 위해 S-STEP의 물성치와 탑재한 자기토크의 성능을 활용하여 초기 각속도 안정화 성능을 분석하였다. 이 때 자력계와 자기토크의 상호작용을 고려하여 자기토크의 듀티비(duty ratio)는 Fig. 5와 같이 66%로 설정하였고, 초기 각속도는 위성체 분리 장치(RideShare)의 최대 허용 각속도와 체결 방향을 고려하여 [3.75 3.7 1] deg/s로 설정하였다[10].



**Fig. 5** Duty ratio of MTQ during initial detumbling

분석 결과, 사출 직후부터 B-dot 제어를 수행할 경우 위성체의 각속도는 Fig. 6과 같이 감소하였다. 이러한 결과는 50 kg 급 소형 위성인 QSAT의 각속도 안

정화 분석 결과와 유사하다[11]. S-STEP은 전력 제한으로 인해 4시간 이내에 각속도 안정화 및 태양지향을 완료해야 하므로 B-dot 제어를 약 3시간 수행하여 각속도를 2.8 deg/s 수준으로 감소시킨 뒤 반작용 휠을 이용한 태양 지향을 수행한다. 반작용 휠을 이용한 피드백 제어(PD)를 약 30분간 수행한 결과 태양판의 지향 오차는 약 1° 이내로, 태양지향 요구조건인 지향 정확도(3σ) 5°를 달성하였다(Fig. 7). 한편, 태양 지향 제어를 수행하는 기간 동안 반작용 휠의 각 운동량은 Fig. 8과 같다. 일부 구간에서 일시적으로 휠의 각 운동량이 붉은 점선으로 표시된 최대 용량에 도달하지만, 태양 지향을 완료한 이후에는 1주기(95분) 동안 60% 이내로 유지되는 것을 확인하였다.



**Fig. 6** Angular velocity profile during initial detumbling

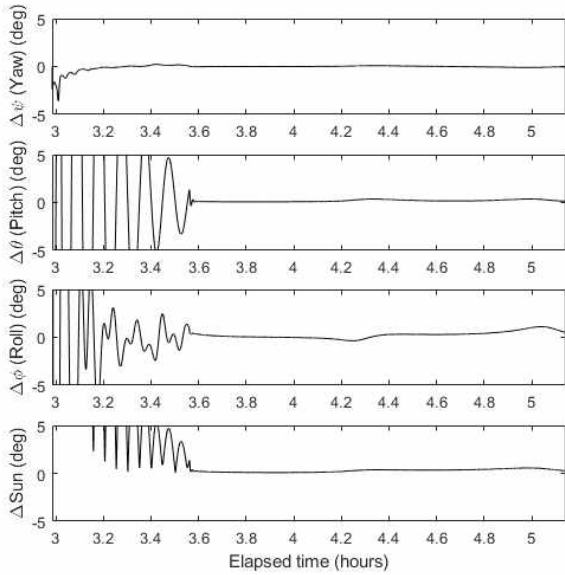


Fig. 7 Angular profile during Sun capture

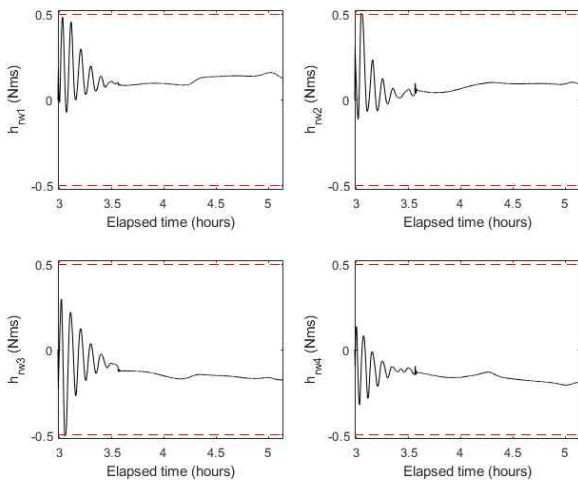


Fig. 8 Angular momentum of reaction wheels during Sun capture

### 3.2 관측 궤도 운용 시나리오

S-STEP의 관측 궤도 운용 시나리오의 예비 설계 결과는 Fig. 9과 같다. S-STEP은 평소 전력 생산을 위해 태양 지향 자세를 유지하는데, 관측 궤도에서는 지상국에서 미리 업로드 한 관측 시나리오에 따라 촬영 시점 이전에 관심지역을 지향하기 위한 자세 기동을 시작한다. 자세 기동 이후 SAR 이미지를 촬영하고 X-band를 통해 지상국으로 촬영한 SAR 이미지를 내려 보낸다. 또한 S-band를 통해 위성의 상태 정보 등을 송신하고 명령을 전달받는다. 통신이 종료되면 다시 태양 방향으로 자세 기동을 수행한다. 이 과정에서 위성의 지향 방향은 태양, 관측목표지점, 지상국, 태양 순으로 이동하며, 이를 위해 Sun Tracking, Strip

Imaging (or VideoSAR), Download, Sun Tracking 순으로 자세 제어 모드를 운용한다.

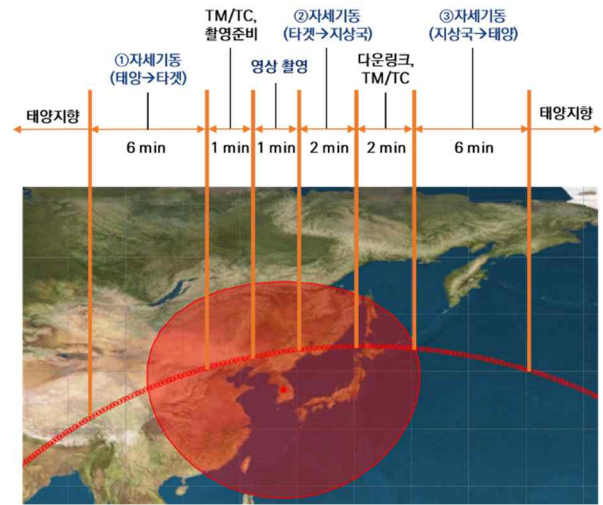


Fig. 9 Attitude control scenario for operating an observation orbit

이 장에서는 S-STEP의 관측 궤도 운용 시나리오에 따라, 자세 기동을 통해 지향 방향을 이동하는 구간(3.2.1절)과 촬영이나 통신 등을 위해 특정 방향에 대한 지향을 유지하는 구간(3.2.2절)으로 구분하여 S-STEP의 자세 제어 성능을 분석하였다. 관측 궤도 운용 시에는 피드백 제어 기법(PD)을 활용하였고, 반작용 휠의 제어 주기는 1 Hz로 설정하였다. 자세 결정 오차는 가우시안 잡음 형태로 반영하였다. 이 때 S-STEP의 궤적은 2024년 1월 1일 11:40:00 (UTC)부터 25분간의 궤적으로, 궤도 정보를 기반으로 생성한 궤적 중 대전 지상국과의 교신 가능 범위에 들어오는 구간으로 선정하였다.

#### 3.2.1 자세 기동

S-STEP 임무 시나리오의 예비 설계에 따르면, 관측 가능 영역에 진입하기 6분 전에 자세 기동을 수행하여 SAR 안테나가 관측목표지점을 지향하도록 제어한다. 관측이나 통신을 수행하지 않는 일반 궤도에서는 태양 지향을 유지하므로 할당된 시간 내에 요구되는 지향 정확도를 달성할 수 있는지 태양→관측목표지점에서의 자세 기동 시험을 수행하였다. 이 때 관측목표지점은 S-STEP의 촬영 가능 범위인 SAR 입사각 15~35°를 고려하여 임의로 설정하였다. 분석 결과 Fig. 10과 같이 6분 이내에 관측목표지점 방향(reference)과 SAR 안테나 지향 방향(controlled)의 차이가 요구조건인 0.08° 이내에 도달함을 확인하였다.

촬영 종료 이후에는 촬영 영상의 다운로드를 위해 X 밴드 안테나가 지상국을 지향하도록 제어한다. X밴드

안테나는 SAR 안테나와 동일한 방향에 부착되어 있으므로 자세 기동의 크기가 앞의 경우(태양→관측목표지점)에 비해 작다. 또한 X밴드 안테나의 반 치 빔 폭( $18^\circ$ )을 기반으로 설정된 지상국 지향 요구조건은  $8^\circ$ 로, 목표 달성을 위한 제어 난이도가 상대적으로 낮기 때문에 시나리오 상 기동 시간은 2분을 할당하였다. 자세 기동 결과 Fig. 11과 같이 2분 이내에 X밴드 안테나의 지향 방향(controlled)과 지상국 방향(reference)의 차이가  $1^\circ$  이내에 도달함을 확인하였다.

다운로드가 종료되고 S-STEP이 지상국의 교신 범위를 벗어나면 다시 태양지향모드로 진입한다. 지상국에서 태양으로 지향 방향을 이동하는 시간은 6분이 할당되어 있으며, 지향 요구조건은  $5^\circ$  ( $3\sigma$ )이다. 자세 기동 결과, 최종적인 태양관의 지향 방향(controlled)과 태양 방향(reference)의 차이가  $1^\circ$  수준임을 확인하였다(Fig. 12).

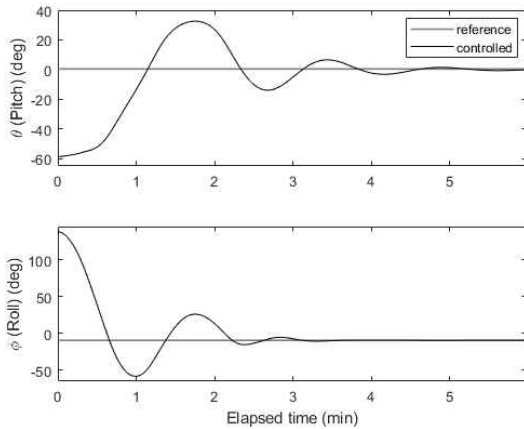


Fig. 10 Euler-angle profile during attitude control for pointing target from sun

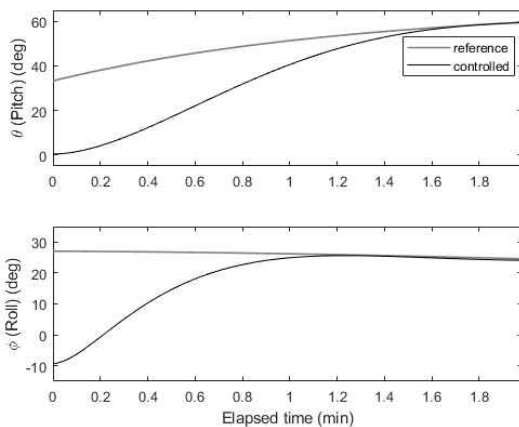


Fig. 11 Euler-angle profile during attitude control for pointing ground station from target

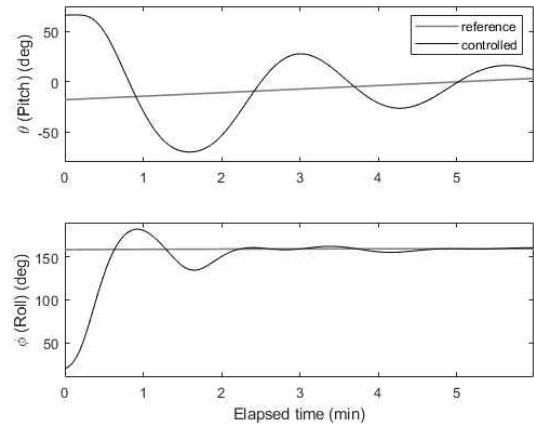


Fig. 12 Euler-angle profile during attitude control for pointing sun from ground station

### 3.2.2 영상 촬영

S-STEP은 원하는 영역을 촬영하기 위해 영상 촬영시 SAR 안테나의 지향 방향을  $0.08^\circ$  ( $3\sigma$ ) 이내로 정밀하게 유지해야 한다. 이 때 정밀 지향의 지속 시간과 방법은 촬영 모드에 따라 두 종류로 분류된다. 고해상 표준모드에서는 촬영 시간인 60초 동안 roll/pitch 각도를 일정하게 유지하여 Fig. 13과 같이 특정 궤적을 따라 촬영한다. 시험 모드인 VideoSAR 모드에서는 10초 동안 특정 지역에 대한 지향을 유지하여 Fig. 14과 같이 해당 지역을 연속적으로 촬영한다. 또한 지구 자전에 의한 도플러 효과를 보정하기 위해 아래와 같이 yaw steering을 수행한다[12].

$$\psi = \tan^{-1} \left( \frac{\sin i \cos u}{N - \cos i} \right)$$

여기서  $\psi$ 는 yaw 각도,  $i$ 는 궤도 경사각,  $u$ 는 위도 인수(argument of latitude),  $N$ 은 평균궤도운동(rev/day)이다. S-STEP의 도플러 효과 보정을 위한 yaw steering 요구 정확도는  $0.2^\circ$  (TBD) 수준이다.

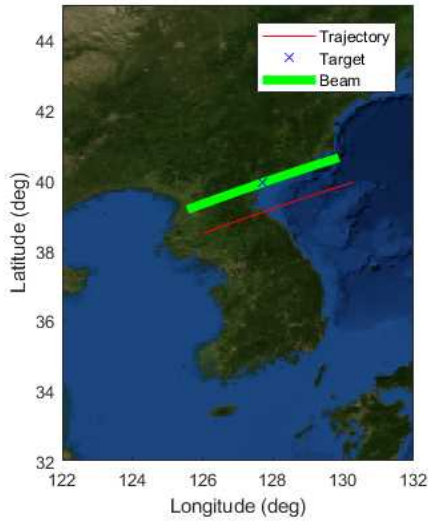


Fig. 13 Trajectory of satellite and SAR beam during stripmap imaging

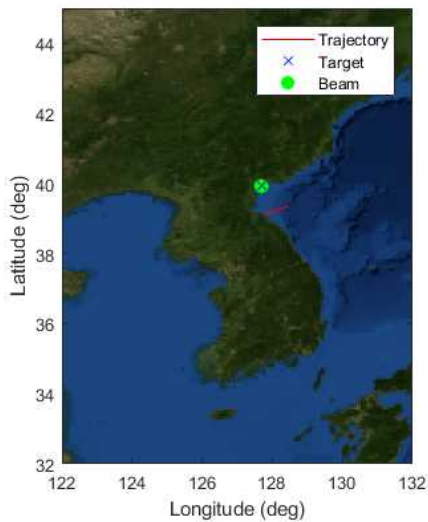


Fig. 14 Trajectory of satellite and SAR beam during VideoSAR imaging

지향 오차 분석 결과, 두 가지 촬영 모드에서 지향 오차가  $0.08^\circ$  이내로 유지되어 촬영을 위한 요구조건을 충족하는 것을 확인하였다(Fig. 15, Fig. 16). 반작용 휠을 이용한 3축 제어 연구[13]에서는 S-STEP 요구조건인 1.25%인  $0.001^\circ$  수준의 지향 정확도를 달성한 바 있다. 이를 고려하면, 지터 등 분석에 반영되지 않은 추가 오차 성분이 적용되더라도 임무 요구조건을 달성할 수 있을 것으로 보인다.

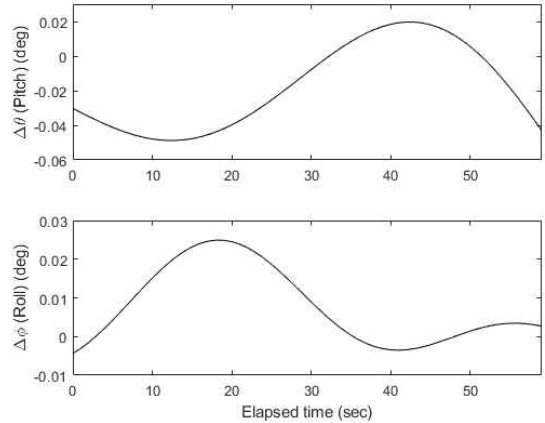


Fig. 15 Euler-angle error profiles during stripmap imaging

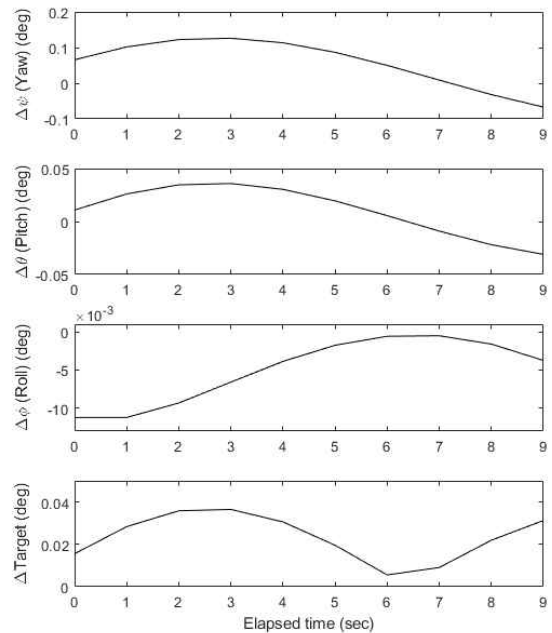


Fig. 16 Euler-angle error profiles during VideoSAR imaging

## 4. 결 론

이 연구에서는 80 kg 급 초소형 SAR 위성 S-STEP의 자세 제어 성능을 임무 운용 시나리오의 예비 설계 결과에 따라 분석하였다. 사출 이후 초기 임무 단계에서는 자기 토크를 활용한 각속도 안정화와 반작용 휠을 활용한 태양 지향을 수행한다. 분석 결과 약 3시간의 B-dot 제어를 통해 각속도를  $2.8 \text{ deg/s}$  수준으로 안정화시키고, 이후 태양지향을 위한 피드백 제어를 수행하여  $1^\circ$  수준의 지향 정확도를 달성하였다. 관측 궤도 운용 시에는 태양-관측목표지점-지상국-태양 순

으로 지향 방향을 이동해야 하며, 촬영을 위해서는 필요한 지향 요구조건을 유지해야 한다. 이에 대한 분석을 수행한 결과, 임무 운용 시나리오의 예비 설계 결과에서 할당된 시간 이내에 필요한 자세 기동을 완료할 수 있음을 확인하였다. 또한 촬영 시간 동안 지향 오차를 요구조건인  $0.08^\circ$  이내로 유지할 수 있음을 확인하였다.

이 연구에서 수행한 분석 결과, 임무 운용 시나리오의 예비 설계에 따라 S-STEP의 자세 제어가 가능함이 확인되었다. 그러나 이 연구에서는 자세 구동기의 특성을 단순화하여 모사했기 때문에 각 운동량에 따른 반작용 휠의 최대 토크 등 하드웨어의 상세 특성을 반영한 종합적인 자세 제어 성능 분석이 추가적으로 요구된다. 또한 S-STEP의 자세 제어 성능을 일반화하기 위해 다양한 궤적에서의 자세 제어 성능 분석이 요구되며, 이 과정에서 반작용 휠의 모멘텀 덤핑 등 구체적인 자세 제어 시나리오 설계도 필요하다. 추후에는 이러한 추가 분석을 수행하여 S-STEP 임무 운용 시나리오 상세 설계에 반영할 예정이다. 추가적으로, 예비 설계 단계에서는 반작용 휠의 최대 소비 전력을 반영한 전력 분석을 수행하였는데 추후에는 상세 전력 분석을 위해 생성 토크에 따른 반작용 휠의 소비 전력 변화를 분석/반영 할 예정이다.

## 후 기

본 논문은 국방과학연구소의 2019 미래도전기술개발사업 PM 기획사업(초소형 SAR 위성군 설계 및 제작을 통한 운용능력 확보)을 통해 도출된 연구결과입니다.

## References

- [1] Howard, E.M., "Faster, Better, Cheaper: Low-Cost Innovation in the U.S. Space Program", The Johns Hopkins University Press: Baltimore, MD, USA, 2003.
- [2] Camps, A., "Nanosatellites and applications to commercial and scientific missions". *Satell. Mission. Technol. Geosci.* 2020
- [3] Ignatenko, V., Nottingham, M., Radius, A., Lamentowski, L., Muff, D. "ICEYE Microsatellite SAR Constellation Status Update: Long Dwell Spotlight and Wide Swath Imaging Modes," 2021 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium IGARSS, pp. 1493-1496, 2021.
- [4] Castelletti, Davide, Gordon Farquharson, Craig Stringham, Michael Duersch, and Duncan Eddy, "Capella Space First Operational SAR Satellite," 2021 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium IGARSS, pp. 1483-1486. 2021.
- [5] Hirobumi Saito, Budhaditya Pyne, Kouji Tanaka, Makoto Mita, Tomoki Kaneko, Jiro Hirokawa, Takashi Tomura, Hiromi Watanabe, Prilando Rizki Akbar, Koichi Ijichi, "Proto-Flight Model of SAR for 100kg class Small Satellite," *Proceedings of the 33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, USA, August 3-8, 2019.
- [6] Saito, H. et al., "Development and Orbit Demonstration of Small Synthetic Aperture Radar Satellite.", In 2021 7th Asia-Pacific Conference on Synthetic Aperture Radar (APSAR), IEEE, pp. 1-5, November, 2021.
- [7] Park, T.-Y., Chae, B.-G., Kim, H., Koo, K.-R., Song, S.-C., Oh, H.-U., "New Thermal Design Strategy to Achieve an 80-kg-Class Lightweight X-Band Active SAR Small Satellite S-STEP", *Aerospace*, vol. 8, no. 278, 2021.
- [8] Kwon, S.-C., Son, J.-H., Song, S.-C., Park, J.-H., Koo, K.-R., Oh, H.-U., "Innovative Mechanical Design Strategy for Actualizing 80 kg-Class X-Band Active SAR Small Satellite of S-STEP", *Aerospace*, vol. 8, no. 149, 2021.
- [9] Xu, G., Gong, D. G., Duan, D., "Recursive optimal linear attitude estimator based on star sensor and gyro", *Aerospace Systems*, vol. 4, no. 2, pp. 91-99, 2021.
- [10] SpaceX, "RIDESHARE PAYLOAD USER'S GUIDE", 2020.
- [11] Miyata, K., & Van Der Ha, J. C., "Attitude control by magnetic torquer", *Adv. Astronaut. Sci*, vol. 134, pp. 1041-1060, 2009.
- [12] Fiedler, Hauke, et al. "Total zero Doppler steering-a new method for minimizing the Doppler centroid." *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, vol. 2, no. 2, pp. 141-145, 2005.
- [13] Ismail, Zuliana & Renuganth Varatharajoo. "A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control.", *Advances in Space Research*, vol. 45, no. 6, pp. 750-759, 2010.