

초소형 SAR 위성군의 배치를 위한 궤도 제어 분석

송영범^{1,†}, 손지혜¹, 박진한¹, 송성찬¹, 오현웅²¹한화시스템(주)²조선대학교/국방과학연구소 겸임

Analysis of orbit control for allocation of small SAR satellite constellation

Youngbum Song^{1,†}, Jihae Son¹, Jin-Han Park¹, Sung-Chan Song¹ and Hyun-Ung Oh²¹Hanwha System Corporation²Chosun University, (Agency for Defense Development: Additional Post)

Abstract

This paper presents the orbital control for positioning micro synthetic aperture radar (SAR) satellites for all-weather monitoring around the Korean Peninsula. In Small SAR technology experimental project (S-STEP) developed in Korea, multiple satellites are placed at equal intervals in multiple orbital planes to secure an average revisit period for the region around the Korean Peninsula. Satellites entering the same orbital plane use ion thrusters to control their orbits and the separation velocity from the launch vehicle to distribute them evenly across the orbit. For an orbital that places the satellites equally spaced in the same orbital plane, the shape of the satellite constellation is formed by adjusting the difference in drift rates between the satellites. This paper presents, different types of satellite constellations, and the results of satellite constellation placement according to launch strategies are presented. In addition, a method and limitations in shortening the duration of orbital deployment are presented.

초 록

이 논문에서는 전천후 한반도 주변 감시를 위한 초소형 합성 개구 레이더 (synthetic aperture radar, SAR) 위성군의 배치를 위한 궤도 제어를 분석한다. 국내에서 개발하고 있는 Small SAR technology experimental project (S-STEP)는 한반도 주변 지역의 평균 재방문 주기를 확보하기 위해 여러 기의 위성이 여러 궤도 평면에 등간격으로 배치한다. 동일한 궤도 평면에 진입하는 여러 기의 위성들은 궤도 상에 등간격으로 분포하기 위해 발사체로부터의 분리 속도와 이온 추력기를 이용하여 궤도를 제어한다. 동일한 궤도 평면 상에 등간격으로 위성을 배치하는 궤도 전개를 위해 순간 추력으로 위성 사이의 표류율 차이를 조절해 위성군의 형상을 형성한다. 이 논문에서는 여러 가지 형태의 위성군을 제시하고 발사 전략에 따른 위성군의 배치 결과를 제시한다. 또한, 위성군을 형성하는 기간을 단축시키는 방법과 한계를 제시한다.

Key Words : Drift Rate (표류율), Orbit Control (궤도 제어), Orbit Deployment (궤도 전개), Satellite Constellation (위성군), S-STEP

1. 서 론

최근 세계적인 우주 개발이 new space paradigm으로

변화하면서 국가 주도의 위성 산업에서 민간 주도의 우주 산업으로 전환되고 있는 추세이다. 이에 따라, 저비용으로 빠른 시간에 개발하여 고효율을 얻을 수 있는 초소형 위성군을 이용한 임무가 전세계적으로 각광받고 있는 추세이다. 미국의 Capella Space에서는 고해상도 합성 개구 레이더 (synthetic aperture radar, SAR) 영상을 제공하는 것을 목표로 총 36기의 Capella X-SAR 초소형 위성군 임무를 진행하고 있으

Received: Apr. 20, 2022 Revised: Aug. 08, 2022 Accepted: Aug. 17, 2022

† Corresponding Author

Tel: *** - **** - ***** E-mail: song0bum@hanwha.com

© The Society for Aerospace System Engineering

며 [1], 미국의 Planet Labs 사에서는 임무 1 m 이하의 고해상도 광학 영상을 제공하는 것을 목표로 SkySat 위성군을 개발하고 있다 [2]. 또한 대표적인 SAR 탑재 초소형 위성군 임무 중 하나인 핀란드의 ICEYE 사에서 개발하는 ICEYE 임무는 현재 각국의 정부 및 민간 기업을 대상으로 고해상도 SAR 영상 서비스를 제공하고 있다 [3]. 대한민국에서도 초소형 위성군을 활용해 한반도 주변을 관측하는 임무를 개발하고 있다.

국내에서 개발하고 있는 Small SAR technology experimental project (S-STEP)는 기상 상황에 영향을 받지 않고 한반도 주변 지역을 주기적으로 관측하는 임무를 수행한다. 전천후 관측을 위해 합성 개구 레이더를 탑재한 초소형 위성을 활용하며, 주기적으로 한반도 주변 지역을 관측하기 위해 여러 기로 구성된 위성군을 도입한다. 또한, 한반도 주변을 주기적으로 지나가는 위성군을 설계하기 위해 태양 동기 궤도가 아닌 경사 궤도를 활용한다.

이 논문에서 다루고 있는 임무의 주요 성능인 한반도 주변 지역에 대한 재방문 주기는 위성군의 형상에 따라 결정된다. 위성군의 형상을 설정할 때는 발사 비용이 고려된다. 이 논문은 위성군의 궤도 평면 수와 궤도 평면 당 위성 수에 따른 재방문 주기를 제시한다. 또한, 다양한 동일 궤도 평면 내에 위성을 배치하기 위한 궤도 제어에 대하여 다룬다. 평균 재방문 주기는 위성 수가 증가함에 따라 감소하며, 최대 재방문 주기는 궤도 수가 증감함에 따라 감소한다. 동일 궤도 평면 상에 위성을 등간격으로 배치하는 궤도 제어는 수 m/s가 필요하다. 궤도 전개에 소요되는 기간을 단축시킬 수록 필요한 ΔV 가 증가하나, 궤도 제어 횟수 증가에 의해 궤도 전개 기간은 특정 기간 이하로 단축시킬 수 없다.

이 논문에서는 한반도 주변 지역에 대한 재방문 주기를 고려하여 S-STEP을 위한 여러 기의 초소형 위성으로 구성된 위성군의 궤도를 제시한다. 설계한 위성군을 배치하기 위한 궤도 제어 전략을 수립하기 위해, 위성들의 발사체로부터의 사출부터 궤도 상의 배치를 위한 궤도 제어에 대하여 다룬다. 2장에서는 임무 목적을 만족시키기 위해 설계된 위성군을 제시하고, 3장에서는 해당 위성군의 형태로 위성을 배치하기 위한 궤도 제어 방법을 설명한다. 또한, 발사체로부터의 사출을 궤도 상의 배치에 활용하기 위해 발사체로부터의 사출 방향에 따른 발사체와 다른 위성과의 상대 거리를 분석한다. 4장에서는 위성들이 발사체로부터 사출되고 궤도 상에 배치되기까지의 궤도 제어 시나리오를 설계하고, 5장에서는 위성군의 경우와 설계된 궤도 제어 시나리오에 따른 위성 전개 궤도 제어 시뮬레이션

결과를 제시한다. 6장은 이 논문의 결론에 대하여 다룬다.

2. 위성군 설계

S-STEP은 여러 기의 초소형 SAR 위성군으로 한반도 주변 지역을 주기적으로 관측하는 임무를 수행하는 프로젝트로, 관측 대상인 한반도 주변의 관심 지역에 대한 재방문 주기를 최소화 하는 것을 목표로 한다. 재방문 주기를 포함한 임무 성능은 위성군 궤도 및 궤도 상에서의 배치 형상에 따라 달라지므로 궤도 설계를 통해 임무에 적합한 운용 궤도 및 형상을 선정하여야 하며, 이때 개발 비용 중 가장 큰 비율을 차지하는 발사 비용 또한 고려되어야 한다.

S-STEP에서는 특정 지역에 대한 재방문 주기 분석을 통해 평균 재방문 주기가 최소가 되는 궤도 경사각을 선정하여 최종 궤도 요소를 결정한다. Fig. 1은 32기의 위성으로 구성된 위성군의 궤도 경사각에 따른 한반도 주변 지역의 평균 재방문 주기이다. 궤도경사각이 36.1도일 때 약 35분으로 최솟값을 가지는 것을 확인할 수 있다. Fig. 2는 이 때의 관측 지역에 대한 재방문 주기이다. 선정된 궤도경사각을 기준으로 임무 계획의 효율성과 SAR 영상의 활용도를 높이기 위해 지상 궤적 반복 궤도와 동결 궤도를 고려하여 설계한 궤도 요소는 Table 1과 같다.

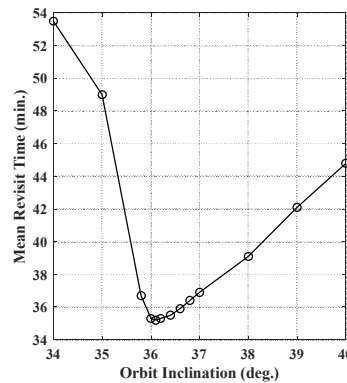


Fig. 1 Mean revisit time of target area with respect to orbit inclination.

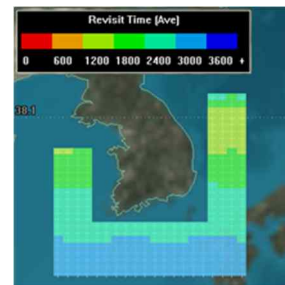


Fig. 2 Revisit time around the Korean Peninsula

위성군 형상의 경우 영상 성능, 발사 횟수, 위성수, 충돌 확률, 재방문 주기 등을 고려하여 위커-델타 위성군 배치 설계 기법을 사용하여 설계하였으며 분석에는 systems tool kit (STK)를 활용하였다 [4,5]. 위성군 궤도 형상에 따른 재방문 주기 성능을 비교하기 위해 총 위성수가 32기인 경우와 40기인 경우, 평면당 위성수가 4기인 경우와 8기인 경우를 구분하여 평균 재방문주기와 최대 재방문주기를 분석하였다. 그 결과는 Table 2와 같으며, 총 위성수가 많을수록 평균 재방문 주기가 짧아지고 궤도 평면 수가 많을수록 최대 재방문 주기가 짧아진다는 것을 확인할 수 있다. 궤도 평면 수는 발사 횟수와 상관 관계가 있으므로 총 위성수와 함께 개발 비용을 고려하여 결정해야 한다.

Table 1 Orbit Parameter

장반경	이심률	경사각	근지점이각
6887.5 km	0.0007551	36.1°	90°

Table 2 Results of Revisit Time Analysis

#	평면당 위성수	궤도 평면 수	총 위성수	재방문 주기	
				평균	최대
1	4	8	32	35.19	100.20
2	8	4	32	35.23	137.73
3	8	5	40	28.36	119.23
4	4	10	40	28.30	71.31

3. 궤도 전개 시나리오

동일한 발사체에 의해 동일한 궤도 평면에 진입한 위성들은 궤도 제어를 통해 적절한 위치에 배치된다. 이를 궤도 전개라 한다. 궤도 전개가 완료되기까지의 시나리오는 Fig. 3과 같다.

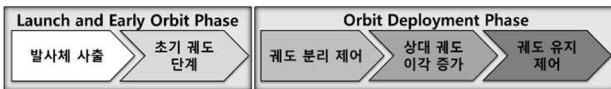


Fig. 3 Orbit Deployment Scenario

여러 기의 위성들은 순차적으로 발사체로부터 사출되고 초기 궤도 단계에 진입한다. 초기 궤도 단계에서는 위성의 초기화, 안정화를 거쳐 지상으로부터의 명령에 따라 본체 시운전을 수행한다. 운용 개념 상 이 기간은 30일이 소요된다. 이 기간 동안 서로 다른 발사체로부터의 사출 속도에 의해 위성들의 상대 위도

이각이 변경된다. 위성은 시운전을 통해 궤도를 제어할 준비가 완료되면 궤도 전개 단계에 진입한다.

궤도 전개 단계에서는 위성을 기준 위성에 대한 상대적인 위도 이각이 특정한 값을 형성하도록 궤도를 제어한다. 이 단계에서는 지상으로부터 수신한 궤도 제어 명령에 따라 추력을 생성한다. 초소형 위성은 1 mN의 추력을 생성하는 이온 추력기를 이용한다. 이온 추력기는 한 궤도마다 전력 제한에 의해 1200초동안 추력을 생성할 수 있다. 이 추력을 이용하여 초소형 위성은 위성군을 형성하기 위한 궤도를 궤도 전개 단계 동안 형성한다. 궤도 전개 단계에 주어진 기간은 30일이다. 궤도 전개 단계 초반에는 기간 내에 궤도 전개를 완료하기 위해 상대 위도 이각이 증가하는 속도를 가속하는 궤도 분리 제어가 수행된다. 다음으로 상대 위도 이각을 유지하기 위한 궤도 유지 제어가 수행된다. 궤도 제어를 통해 기준 위성에 대한 상대 위도 이각이 설정한 값으로 유지되면 궤도 전개 단계를 종료하고 궤도 상 시험 단계를 거쳐 임무 운용 단계로 진입한다.

4. 궤도상 배치 전략

4.1 좌표계

이 논문에서는 위성의 상태 벡터인 위치와 속도 또는 궤도 요소를 관성 좌표계 상에서 표현한다. Fig. 4의 $\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}$ 는 관성 좌표계를 나타낸다. 좌표계의 중심은 지구의 질량 중심이며 \hat{X} 축은 춘분점 방향이다. 지구의 적도면이 기준 평면이며 북극 방향이 \hat{Z} 축이다 [6].

위성에 작용하는 순간 추력을 표현하기 위해 위성의 궤도 좌표계가 활용된다. 궤도 좌표계는 Fig. 4에서 $\hat{R}, \hat{S}, \hat{W}$ 로 표현되며 좌표계의 중심은 위성의 질량 중심이다. \hat{R} 축은 지구 중심에서 위성의 위치 벡터이며 기준 평면은 궤도면과 동일하다. \hat{W} 축은 궤도의 각운동량 방향과 같다. \hat{R} 축은 radial, \hat{S} 축은 along-track, \hat{W} 축은 cross-track이라 한다 [6].

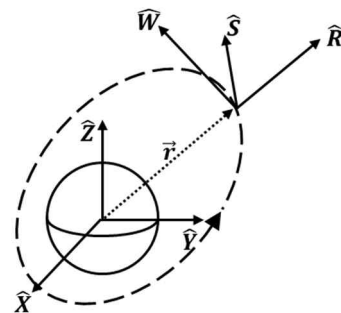


Fig. 4 Earth Center Inertial Coordinate System and Local Vertical and Local Horizontal Coordinate System.

4.2 사출 속도 분석

S-STEP은 동일 궤도 평면 상에 위성이 등간격으로 배치되는 것에 사출 시 발생하는 힘을 활용하기 위해 사출 속도를 분석한다. 발사체로부터 사출될 때 위성에 발생하는 힘에 의해 동일한 발사체에서 사출된 위성과의 상대 속도가 발생하여 상대 거리가 증가한다. 따라서, 발사체로부터의 사출 속도에 따라 발사체 또는 동일한 발사체로부터 사출된 위성과의 상대 거리를 분석하여 각 위성의 사출 속도를 결정한다.

위성에 작용하는 사출 속도는 순간 추력으로 가정하며 3장에서 제시한 궤도 좌표계 상에서 기술한다. 사출 속력은 1 m/s로 고정되어 있으며 사출 방향은 Fig. 5와 같이 정의한다. 사출 방향을 결정하는 사출 각도는 \hat{S} 축과 대한 사출 속도 사이의 각도로 그림과 같이 시계 방향으로 측정된다. 사출 속도의 \hat{S} 축 성분에 의해 발사체와의 상대 거리가 변하는 정도가 결정되기 때문에 \hat{S} 축을 기준으로 사출 각도를 정의한다. 사출 시 발생하는 발사체에 대한 상대 속력은 고정되어 있으므로 사출 속도는 사출 각도에 의해 결정된다.

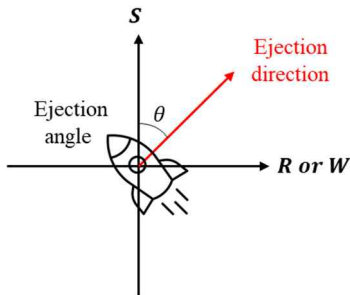


Fig. 5 Definition of Ejection Direction

사출 각도에 의한 발사체와의 충돌 가능성을 확인하기 위해 $R-S$ 평면과 $W-S$ 평면 상에서 사출 각도에 따른 발사체와의 최소 상대 거리를 수치적인 시뮬레이션을 통해 확인하였다. Fig. 6는 각 평면 상에서 사출 각도에 따른 발사체와의 최소 상대 거리의 변화이다. 사출 각도가 90도, 270도에 가까워질수록 최소 상대 거리가 가까워지는 것을 알 수 있다. 따라서, 사출 후 발사체와의 상대 거리가 1 km 미만인 것을 방지하기 위해 사출 각도는 85 ~ 95도 또는 265 ~ 275도로 설정되는 것을 지양해야 한다.

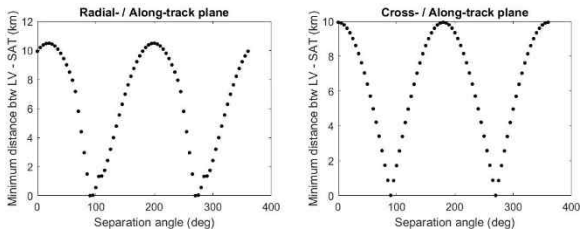


Fig. 6 Minimum Distance from Satellite to Launch Vehicle with respect to Ejection Angle

사출 속도의 궤도 좌표계 상 축 별 성분에 의한 상대 위치를 시뮬레이션을 통해 확인하여 위성간 상대 위도 이각 변경에 필요한 사출 속도 성분을 결정한다.

Fig. 7은 사출 속도의 축 별 성분에 따른 상대 위치의 변화이다. 왼쪽 그래프는 사출 속도가 $R-S$ 평면 상에 있는 경우이며 오른쪽 그래프는 사출 속도가 $W-S$ 평면 상에 있는 경우이다. 사출 속도의 S 축 성분에 따라 along-track 방향으로 상대 위치가 증가하는 속도에 차이가 있음을 알 수 있다. 또한, 사출 속도에 W 축 성분이 있다면 cross-track 방향으로 진동함을 알 수 있다. 따라서, 사출 속도에 의해 궤도 평면에 차이가 발생하는 것을 방지하기 위해 사출 속도는 $R-S$ 평면 상에 있어야 한다. 더불어, 사출 속도의 S 축 성분에 따라 위성의 위도 이각 변화율이 변하므로, 이를 조절하여 위성간 위도 이각의 차이를 발생시킨다.

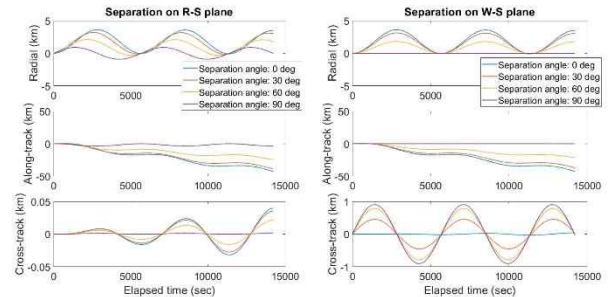


Fig. 7 Relative Position of Satellite from Launch Vehicle with respect to Ejection angle and plane

4.3 궤도 제어 방법

동일한 발사체에 의해 동일한 궤도 평면에 진입하는 위성들은 궤도 평면 상에 등간격으로 배치되어야 한다. 궤도 제어를 통해 동일 궤도 평면 내에서 위성을 등간격으로 배치하기 위하여 위성은 표류율을 조절한다. 표류율(\dot{u})은 승교점부터 위성까지의 각도인 위도 이각(u)의 변화율로 궤도 평면 상에서 위성이 1초동안 이동하는 각거리를 의미한다. 표류율은 Eq. 1과 같이 근지점 이각(ω)과 평균 이각(M)의 변화율의 합이다 [7].

$$\begin{aligned} \dot{u}(a, e, i) &= \dot{\omega} + \dot{M} \\ \dot{\omega} &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{3J_2 R_E^2}{4a^2(1-e^2)^2} (4 - 5 \sin^2 i) \\ \dot{M} &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{3J_2 R_E^2 \sqrt{1-e^2}}{4a^2(1-e^2)^2} (2 - 3 \sin^2 i) + \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 a 는 장반경, e 는 이심율, i 는 궤도 경사각이며, μ 는 지구의 표준 중력 변수, J_2 는 J2 섭동의 중력 계수, R_E 는 지구 반지름이다. 표류율은 J2 섭동의 영향을 받으며 장반경, 이심율, 궤도 경사각의 함수이다. 궤도 제어를 통해 세 궤도 요소들을 변경하여 위성의 표류율을 조절할 수 있다.

가우스 변동 방정식은 섭동에 의한 궤도 요소들의 변화를 해석적으로 기술한다. 그 중 ΔV 에 의한 장반경, 이심률, 궤도 경사각의 변화는 Eq. 2와 같이 기술된다 [8].

$$\begin{aligned} \delta a &= \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \{e \dot{s}i \ v \Delta V_R + (1 + e \cos v) \Delta V_S\} \\ \delta e &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left\{ \dot{s}i \ v \Delta V_R \right. \\ &\quad \left. + \left(\cos v + \frac{e + \cos v}{1 + e \cos v} \right) \Delta V_S \right\} \\ \delta i &= \frac{\sqrt{1-e^2} \cos u}{na(1 + e \cos v)} \Delta V_W \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 v 는 진이각이며 n 은 평균 운동이다. $\Delta V_R, \Delta V_S, \Delta V_W$ 는 각각 순간 추력인 ΔV 의 궤도 좌표계의 R, S, W 축 성분이다. Eq. 2로부터 순간 추력에 의해 변경되는 궤도 요소들 또는 요구되는 궤도 요소들의 변화량을 위한 순간 추력을 산출할 수 있다.

요구되는 표류율을 변경하기 위한 순간 추력은 Eq. 1과 Eq. 2를 토대로 산출된다. Eq. 1을 장반경, 이심률, 궤도 경사각에 대하여 선형화하고 Eq. 2를 대입하면 ΔV 에 의한 표류율의 변화를 해석적으로 표현할 수 있다. 이를 토대로 변경해야 하는 표류율에 필요한 ΔV 를 도출할 수 있다.

5. 시뮬레이션 결과

5.1 시뮬레이션 설정

시뮬레이션은 위성들이 발사체로부터 사출되는 시점부터 같은 발사체에 의해 궤도 상에 진입한 위성들이 등간격으로 배치되도록 하는 시점까지 다룬다. 시뮬레이션에 사용한 발사체의 초기 궤도 요소는 Table 3과 같이 위성군이 진입해야 하는 궤도와 동일하게 설정하였다. 궤도 경사각은 한반도 주변 지역에 대한 평균 재방문 주기를 만족시키기 위해 결정되었으며, 장반경과 이심률은 반복 지상 궤적과 동결 궤도를 고려하여 결정되었다. 궤도면의 개수에 따라 승교점 적경이 결정되나, 승교점 적경의 차이는 궤도 제어에 거의 영향이 없기 때문에 승교점 적경을 0도로 설정하였다. 궤도 전파기로는 General mission analysis tool (GMAT)을 활용하였으며 실제 상황을 모사하기 위해 Table 3과 같이 섭동을 고려하여 동역학 모델을 선정하였다.

위성과 발사체의 물성치는 Table 4와 같다. 위성의 자세는 태양 지향을 가정하였으며 대기 저항에 대한 평균 단면적과 태양 방향에 대한 평균 단면적을 구분하여 설정하였다. 위성에 탑재된 추력기는 이온 추력기로 1 mN의 추력을 생성할 수 있다. 위성 운용을 고

려하여 궤도 전개 단계에서 위성은 매 주기 20분동안 추력을 생성할 수 있다고 설정하였다. 따라서, 한 궤도에서 위성이 발생시킬 수 있는 ΔV 는 0.01494 m/s이다. 발사체의 탑재체 페어링은 Falcon 9의 물성치로 가정하였다. 위성은 발사체의 측면에서 사출되므로 발사체의 대기 저항에 대한 단면적은 위성의 사출 방향에 따라 결정된다. 위성이 사출될 때 발생하는 상대 속력은 1 m/s이며 발사체에는 영향을 미치지 않는다고 가정하였다.

Table 3 Simulation Parameters

파라미터		값
궤도 요소	장반경	6887.5179 km
	이심률	0.000755
	경사각	36.1 deg
	승교점 적경	0 deg
	근지점 이각	90 deg
궤도 요소	진근점 이각	0 deg
	중력장 모델	JGM-3 40 by 40
	동역학 모델	MSISE90
궤도 요소	태양 복사압	Spherical model
	3 체 섭동	태양, 달

Table 4 Specifications

물성치		값
궤도 요소	질량	80.3 kg
	단면적	1.4644 m ² (대기 저항) 2.0882 m ² (태양 복사압)
	추력	1 mN
	추력 기간	1200 초
발사체 Payload fairing	질량	2000 kg
	지름	5.2 m
	길이	13.6 m
사출 속도	1 m/s	

이 장에서 제시하는 시뮬레이션의 경우는 Table 5와 같다. Case #1은 하나의 궤도 평면에 4기의 위성을 배치하는 경우이며, case #2는 하나의 궤도 평면에 8기의 위성을 배치하는 경우이다. Case #1을 이용하여 궤도 전개 기간을 단축하는 상황에 대하여 분석하였으며, case #2는 한 번의 발사로 8기를 궤도에 진입시키는 경우와 4기씩 2번의 발사로 8기를 궤도에 진입시키는 경우로 나누어 분석하였다.

Table 5 Simulation Case Setting

Case	동시 발사 위성 수	발사 횟수	궤도 평면 상 위성 수
#1	4	1	4
#2(a)	8	1	8
#2(b)	4	2	8

5.2 한 궤도면에 4기의 위성 배치 (Case #1)

이 장은 2장에서 제시한 위성군의 설계 결과를 토대로 Fig. 8과 같이 하나의 궤도면에 4기의 위성이 90도 간격으로 배치되는 상황에 대한 시뮬레이션 결과이다. 위성의 번호는 발사체로부터 사출되는 순서이며 가장 마지막에 사출된 SAT#4를 기준 위성으로 설정하였다. 발사체가 한 자세에서 반대 방향에 위치하는 두 위성을 10초 간격으로 사출한다고 가정하였다. 발사체는 한 자세에서 두 기의 위성을 분리한 뒤, 위성의 사출 방향을 조절하기 위해 100초간 사출 방향을 변경하고 다음 위성을 사출한다. 기준 위성에 대하여 확보해야 하는 상대 위도 이각에 따른 발사체로부터의 사출 방향은 Table 6와 같다. 앞에서 설명하였듯이 사출 방향은 궤도 전개를 위해 결정되었다.

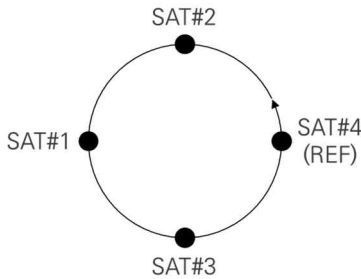


Fig. 8 Orbit Deployment Configuration (Case #1)

Table 6 Desired Relative Argument of Latitude with respect to the Reference Satellite and Ejection Angle with respect to the Launch Vehicle (Case #1)

사출 순서	발사체에 대한 기준 위성에 대한 목표	
	발사체에 대한 사출 각도 (deg)	기준 위성에 대한 상대 위도 이각 (deg)
SAT#1	0	-180
SAT#2	180	90
SAT#3	71.5651	-90
SAT#4	251.5651	0 (REF)

궤도 전개 시뮬레이션 결과는 Fig. 9와 Table 7과 같다. 발사체로부터 사출된 뒤 발사 및 초기 궤도 단계인 30일동안 사출 방향의 차이에 의해 상대 위도 이각이 증가하였다. 이후, 궤도 제어 준비가 완료되면

60일 이전에 궤도 전개를 완료하기 위해 상대 위도 이각의 변화율을 증가시키는 궤도 제어를 반복적으로 수행하였다. Fig. 9의 검은색 점은 궤도 제어를 의미한다. 기준 위성에 대하여 180도의 상대 위도 이각을 가져야 하는 SAT#1은 총 165회의 궤도 제어를 실행하였으며 상대 위도 이각을 유지하기 위해 9일동안 매 궤도 주기마다 궤도 제어를 실행하였다. 모든 위성이 60일 이내에 ΔV 버짓인 5 m/s 이내에 궤도 전개를 완료하였다.

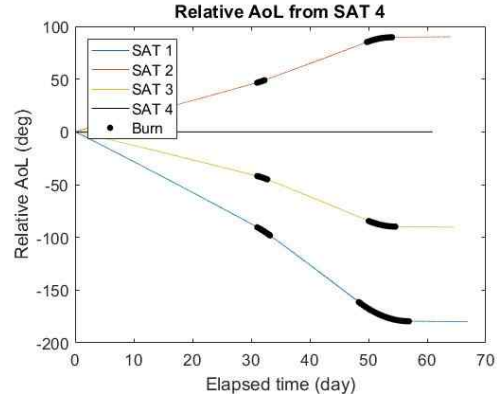


Fig. 9 Relative Argument of Latitude after Ejection from Launch Vehicle (Case #1)

Table 7 Numerical Results (Case #1)

사출 순서	제어 횟수 (회)		누적 ΔV (m/s)	소요 기간 (일)
	분리	유지		
SAT#1	34	131	2.4545	56.89
SAT#2	20	66	1.2805	54.02
SAT#3	27	70	1.4330	54.58
SAT#4	Reference			

5.3 배치 기간 단축

4기의 위성이 배치되는데 소요되는 기간은 60일이다. 이 기간을 단축시키고자 궤도 제어가 불가능한 기간인 발사 및 초기 궤도 단계 기간을 20일로 단축하였다. 기준 위성에 대한 상대 위도 이각의 변화는 Fig. 10과 같다. 위도 이각이 증가하는 기간이 단축되어 분리를 위한 궤도 제어 횟수가 증가하였으며, 이에 따라 유지를 위한 궤도 제어 기간도 Table 8과 같이 증가하였다. 발사 및 초기 궤도 단계 기간이 10일 단축되었으나 궤도 제어 횟수 증가와 이에 따른 궤도 제어 기간이 증가하여 배치가 완료되는 기간은 9일이 단축되었다.

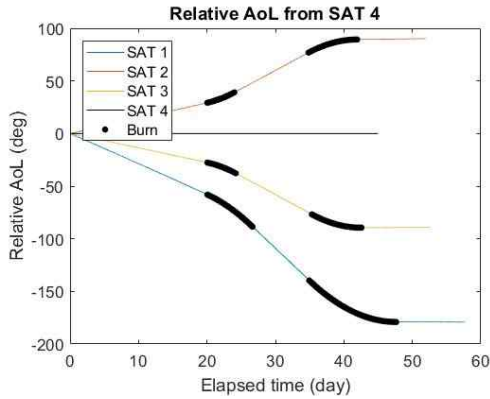


Fig. 10 Relative Argument of Latitude after Ejection from Launch Vehicle (Reduce LEOP duration)

Table 8 Numerical Results (Reduce LEOP duration)

사출 순서	제어 횟수 (회)		누적 ΔV (m/s)	소요 기간 (일)
	분리	유지		
SAT#1	101	194	4.4059	47.63
SAT#2	61	109	2.5262	41.93
SAT#3	64	111	2.5956	42.55
SAT#4	Reference			

배치 기간 단축을 위해 분리를 위한 궤도 제어 횟수를 증가시켰다. 그 결과는 Fig. 11과 와 같다. 분리를 위한 궤도 제어 횟수를 증가시키면 유지를 위한 궤도 제어 횟수도 증가한다. 따라서, 궤도 제어에 소요되는 기간이 증가하여 소요 기간이 거의 감소하지 않는다.

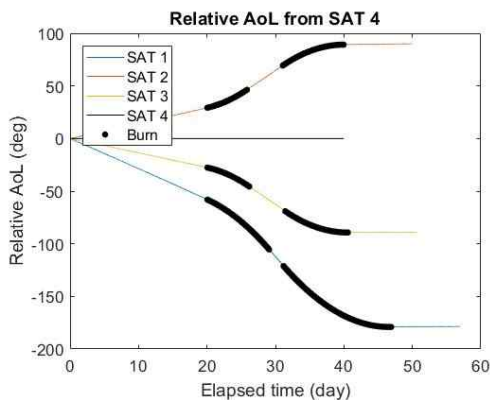


Fig. 11 Relative Argument of Latitude after Ejection from Launch Vehicle (Increase the Number of Separation Control)

Table 9 Numerical Results (Increase the Number of Separation Control)

사출 순서	제어 횟수 (회)		누적 ΔV (m/s)	소요 기간 (일)
	분리	유지		
SAT#1	101	194	4.4059	47.63
SAT#2	61	109	2.5262	41.93
SAT#3	64	111	2.5956	42.55
SAT#4	Reference			

SAT#1	138	240	5.6342	46.91
SAT#2	89	136	3.3410	39.96
SAT#3	94	140	3.4834	40.58
SAT#4	Reference			

5.4 한 궤도면에 8기의 위성 배치 (Case #2)

이 장은 한 궤도면에 8기의 위성을 배치하는 상황에 대한 시뮬레이션 결과이다. Fig. 12(a)는 8기의 위성 하나의 발사체에 의해 궤도에 삽입되는 경우에 대한 궤도 전개 결과이며 Fig. 12(b)는 case #1과 같이 4기씩 발사되는 경우에 대한 궤도 전개 결과이다. Fig. 12(b)의 별 모양은 두 번째 발사되는 발사체의 기준 위성에 대한 초기 위치이다. 위성이 배치되어야 하는 최종 형상을 고려하여 두 번째 발사체의 진입 위치를 결정하였다.

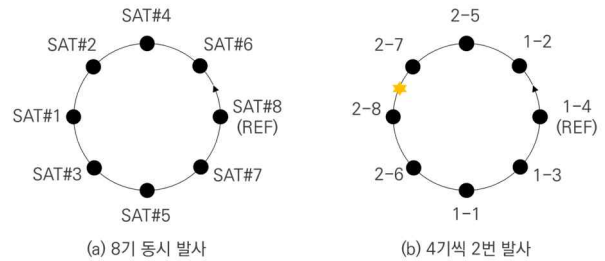


Fig. 12 Orbit Deployment Configuration (Case #2)

8기가 동시에 발사되는 경우 등간격으로 상대 위도 이각을 증가시키기 위한 각 위성의 사출 방향은 Table 10와 같다. 발사체는 위성의 사출 방향을 조절하기 위해 동일한 자세에서 2기의 위성을 반대 방향으로 10초 간격으로 사출한 뒤 100초 동안 자세를 변경하여 다음 위성을 사출한다. 가장 마지막으로 사출된 8번 위성을 기준 위성으로 설정하였다.

Table 10 Desired Relative Argument of Latitude with respect to the Reference Satellite and Ejection Angle with respect to the Launch Vehicle (Case#2(a))

사출 순서	발사체에 대한 사출 각도 (deg)	기준 위성에 대한 목표 상대 위도 이각 (deg)
SAT#1	0	-180
SAT#2	180	135
SAT#3	44.4	-135
SAT#4	224.4	90
SAT#5	64.6	-90
SAT#6	244.6	45

SAT#7	81.8	-45
SAT#8	261.8	0 (Reference)

시뮬레이션 결과는 Fig. 13과 Table 11과 같다. 앞에서 설명한 결과와 마찬가지로 기간 내에 8기의 위성이 배치되었으며 최대 3 m/s의 ΔV 를 사용하여 ΔV 버짓을 만족시켰다. 기준 위성에 대하여 가장 멀리 배치되는 SAT#1은 case#1에 비해 기준 위성과의 along-track 방향 상대 속력이 작아 분리를 위한 궤도 제어를 더 많이 수행하였으며 이에 따라 유지를 위한 궤도 제어 횟수도 증가하였다.

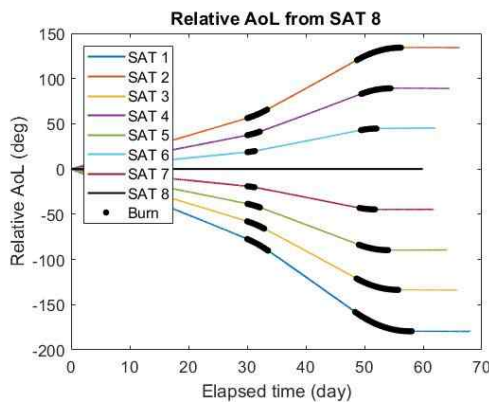


Fig. 13 Relative Argument of Latitude after Ejection from Launch Vehicle (Case #2(a))

Table 11 Numerical Results (Case #2(a))

사출 순서	제어 횟수 (회)		누적 ΔV (m/s)	소요 기간 (일)
	분리	유지		
SAT#1	55	148	3.0233	58.04
SAT#2	52	115	2.4798	56.21
SAT#3	45	109	2.2805	55.73
SAT#4	33	77	1.6251	54.45
SAT#5	33	77	1.6222	54.02
SAT#6	20	41	0.8978	52.03
SAT#7	19	41	0.8761	51.78
SAT#8	Reference			

위성이 4기씩 2번 발사하여 한 궤도 평면에 8기의 위성을 배치되는 경우, 두 번째 발사체의 진입 지점은 첫 번째 발사로 궤도에 진입한 기준 위성을 기준으로 결정되었다. 두 발사 사이에는 20일의 시간 차이가 있으며, 각 위성의 사출 방향은 Table 12과 같다. SAT#1부터 SAT#4까지 하나의 발사체로 궤도에 진입하며 나머지 위성들은 20일 뒤에 다른 발사체로 궤도

에 진입하는 것으로 시나리오를 설정하였다. 사출 방향은 발사 및 초기 궤도 단계 기간인 30일 이내에 목표 상대 위도 이각보다 커지지 않게 하기 위해 결정되었다.

Table 12 Desired Relative Argument of Latitude with respect to the Reference Satellite and Ejection Angle with respect to the Launch Vehicle (Case#2(b))

사출 순서	발사체에 대한 사출 각도 (deg)	기준 위성에 대한 목표 상대 위도 이각 (deg)
SAT#1	31.0027	-90
SAT#2	211.0027	45
SAT#3	73.3985	-45
SAT#4	253.3985	0 (기준 위성)
SAT#5	31.0027	90
SAT#6	211.0027	-135
SAT#7	73.3985	135
SAT#8	253.3985	180

Fig. 14와 Table 13는 수치적인 시뮬레이션 결과이다. 동일한 발사체에서 사출된 위성들은 기준 위성으로부터 가까운 곳에 배치되기 때문에 분리를 위한 궤도 제어는 필요하지 않았다. 유지를 위한 궤도 제어만 필요한 것과 이에 필요한 ΔV 도 작은 것을 확인할 수 있다. 첫 번째 위성이 사출되고 60일 이내에 ΔV 버짓보다 작은 양의 ΔV 를 사용해 모든 위성의 궤도 전개가 완료되었다.

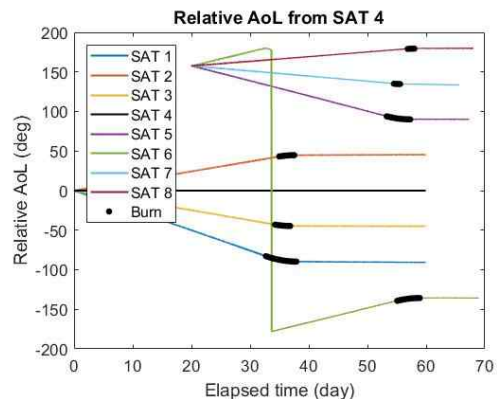


Fig. 14 Relative Argument of Latitude after Ejection from Launch Vehicle (Case #2(b))

Table 13 Numerical Results (Case #2(b))

사출 순서	제어 횟수 (회)		누적 ΔV (m/s)	소요 기간 (일)
	분리	유지		
SAT#1	-	80	1.1867	37.89
SAT#2	-	40	0.5875	37.53
SAT#3	-	40	0.5896	36.83
SAT#4	Reference			
SAT#5	-	62	0.9194	57.28
SAT#6	-	59	0.8678	58.90
SAT#7	-	17	0.2412	55.56
SAT#8	-	18	0.2680	57.99

결 론

이 논문에서는 기상 상황에 관계 없이 한반도 주변 지역을 주기적으로 관측하기 위한 초소형 SAR 위성군의 형상과 배치를 위한 궤도 제어에 대하여 분석하였다. S-STEP은 다중 궤도 평면에 여러 기의 초소형 위성을 배치하여 한반도 주변에 대한 재방문 주기를 확보하였다. 이에 따라, 동일 궤도 평면에 4기 또는 8기의 위성을 등간격으로 배치해야 하기 위해 발사체로부터의 사출 방향과 지구의 비대칭 중력장에 의한 위성들의 표류율을 조절하였다. 한 번의 발사로 궤도에 진입할 수 있는 위성의 개수를 고려하여 여러 번의 순간 추력을 이용하여 동일 궤도 상의 위성 배치가 가능함을 확인하였다. 위성 수가 증가할수록 한반도 주변 지역에 대한 평균 재방문 주기를 감소시킬 수 있었으며, 궤도 수가 증가할수록 최대 재방문 주기를 감소시킬 수 있었다. 본 논문에서 제시하고 있는 임무에 대한 ΔV 버짓인 5 m/s 내에 궤도 전개가 가능하였으며, 더 많은 ΔV 를 소모하여 궤도 전개 기간을 단축시킬 수 있었다. 하지만, 궤도 제어에 소요되는 기간에 의해 배치가 완료되기까지의 기간에 하한이 있음을 확인하였다. 위성군의 형상에 따라 지상국의 개수가 결정된다. 위성 수와 궤도면 수에 따라 동시에 접속해야 하는 위성의 수가 결정되므로 이에 따라 지상국의 개수에 대한 추가적인 분석이 필요하다.

후 기

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

References

- [1] S. Erwin, Capella Space to launch seven radar satellites in 2020 as it prepares for commercial operations, Space News, 16 December 2019, URL: <http://spacenews.com/capella-space-to-launch-seven-radar-satellites-in-2020-as-it-prepares-for-commercial-operations/>
- [2] C. Henry, Planet Preps Ground Network to Handle 5 Terabytes of Data Per Day, 12 Via Sateppite, August 2016
- [3] ICEYE, Breaking the 15 Minutes Barrier from Acquisition to Delivery for SAR Imaging, iceye.com, 06 Jun 2019
- [4] Jason A. Parish, Optimizing coverage and revisit time in sparse military satellite constellations a comparison of traditional approaches and genetic algorithms, U.S Naval Postgraduate School, 2004
- [5] Walker, J. G., Circular Orbit Patterns Providing Continuous Whole Earth Coverage, Royal Aircraft Establishment Tech. Rep. 70211, Nov. 1970
- [6] D. A. Vallado and Wayne D. McClain, Fundamentals of Astrodynamics and Applications, 2nd ed. New York: McGraw-Hill Companies, Inc., 1997.
- [7] Song, Y.; Park, S.-Y.; Lee, S.; Kim, P.; Lee, E.; Lee, J. Spacecraft formation flying system design and controls for four nanosats mission. *Acta Astronaut.* 2021, 186, 148–163.
- [8] R. H. Battin, An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics. New York: *AIAA Education Series*, 1999.