



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(6), 401-412(2022)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.6.401

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

한반도 감시·정찰을 위한 초소형 위성군 설계

신진영¹, 황영민², 박상영³, 전수빈⁴, 이은지⁵, 송성찬⁶

Design of Micro-Satellite Constellation for Reconnaissance of Korean Peninsula

Jinyoung Shin¹, Youngmin Hwang², Sang-Young Park³, Soobin Jeon⁴, Eunji Lee⁵ and Sung-Chan Song⁶

Astrodynamics and Control Laboratory, Department of Astronomy, Yonsei University,
Seoul, Republic of Korea¹⁻⁴

Nara Space Technology, Seoul, Republic of Korea¹

Air Force, Gyeryong, Republic of Korea²

Hanwha Systems Co., Ltd, Yongin, Republic of Korea^{5,6}

ABSTRACT

In this study, we investigated the design methods of satellite constellations to conduct near-real-time surveillance reconnaissance of the Korean Peninsula. Also, we designed satellite constellations utilizing the Walker-Delta method and repeat-ground-track method, and taking into account the target area and the feasible number of satellites. The constrains of the Electro-Optical and Synthetic Aperture Radar equipment were also considered in performance analysis. As a result, the designed constellation has mean revisit time of less than 30 min which enables near-real-time surveillance reconnaissance of the Korean Peninsula. This research provides the strategy to design the satellite constellation for reconnaissance. Furthermore, it contributes to suggesting an operating strategy for micro-satellites constellation and guidelines for establishing space force.

초 록

본 연구에서는 한반도에 대해 준 실시간 감시정찰을 수행하기 위한 여러 종류의 위성군 설계 기법들의 장단점을 조사하였다. 또한 지상 궤적 반복궤도 위성군과 워커 위성군을 이용하여 가용한 위성의 수, 궤도면 수 및 위상차에 대해 조합 가능한 모든 경우에서 위성군을 설계하고, 광학 위성군과 합성개구레이더(SAR) 위성의 탑재체 제한조건을 반영하여 성능을 분석하였다. 평균 재방문 주기가 30분 이내로 준 실시간 한반도 감시정찰에 적합한 위성군의 특성을 제시하였다. 본 연구는 한반도 지역을 감시·정찰하기 위한 위성군 설계에 대한 전략을 수립하는 데 중요한 자료를 제공할 수 있으며, 나아가 초소형 위성군 운용을 위한 우주전력 구축에 대한 가이드라인을 제시하는 데 기여할 것이다.

Key Words : Satellite Constellation Design(위성군 설계), Walker Constellation(워커 위성군), Repeat Ground Track Constellation(지상궤적반복 위성군), Reconnaissance Satellite (정찰위성)

† Received : November 29, 2021 Revised : March 29, 2022 Accepted : May 2, 2022

¹ Engineer, ² Lieutenant Colonel, ³ Professor, ⁴ Graduate Student, ⁵ Senior Engineer, ⁶ Chief Engineer

³ Corresponding author, E-mail : spark624@yonsei.ac.kr, ORCID 0000-0002-1962-4038

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서론

최근 초소형 위성과 위성군(satellite constellation)의 이용 가치가 꾸준히 주목을 받으면서 다수의 국가와 민간 사업체들이 초소형 위성을 이용한 위성군 임무를 수행하고 있다. 위성군은 지구 관측, 통신과 같은 과학적, 상업적 임무 외에도 감시정찰 등 군사적인 임무를 수행하기 위한 방법으로도 주목을 받고 있으며, 최근 미국 펜타곤의 우주 개발 부서(SDA, Space Development Agency)에서도 미사일 방어 시스템 및 여러 군사적 목적을 위해 지구 저궤도를 이용한 위성군 시스템을 개발을 제안하고 있다[1].

위성군의 임무 수행 능력을 극대화하기 위해서는 임무 목적과 제한조건에 맞는 궤도와 적합한 배치 형태를 설계해야 한다. 이러한 위성군 설계에 관한 연구로는 워커 위성군(Walker Constellation), Draim 위성군, SOC(Street-Of-Coverage) 기법 등이 있다. 워커 위성군은 전 지구를 커버하는 대칭 위성군을 설계하는 기법으로 1970년에 처음 제시되어 현재까지도 많은 위성군 설계에 이용되고 있다[2]. 워커 위성군의 설계 기법을 변형하여 지역궤도배치에 적용하기 위한 연구도 다수 수행되었는데, 대표적인 예로 전 지구가 아닌 특정 지역을 대상으로 한 위성군을 설계하기 위해 워커 위성군에 사용하는 궤도 평면을 비대칭으로 배치하여 특정 지역에 대한 재방문주기 성능을 높이는 비대칭 워커 위성군(Asymmetric Walker Constellation)이 있다[3]. Draim 위성군은 타원 궤도를 사용하는 위성군으로 궤도의 근지점과 원지점에서 위성이 머무는 시간이 다른 성질을 활용하는 기법이다[4]. SOC 기법은 위성 여러 대를 하나의 궤도 안에 일정한 간격으로 배치하여 목표 가시 영역에 항상 한 대 이상의 위성이 위치하도록 하는 방법이다[5]. 이 밖에도 지상 궤적 반복궤도(Repeat Ground Track, RGT)를 사용하여 특정 지역의 재방문 성능을 높이는 연구와 관성좌표계가 아닌 회전좌표계 상에서 위성이 그리는 궤적이 반복되도록 설계하는 플라워 위성군(Flower Constellation) 등의 연구가 수행되어왔다[6,7].

한반도 감시정찰을 위해서는 관심 지역에 대한 재방문 주기를 단축하고 영상의 해상도를 높여야 한다. 한반도 감시정찰을 위한 위성군의 재방문주기 요구조건은 30분 내외이다[8]. 따라서 다수의 위성을 저궤도에 적절하게 배치하는 위성군 구성 전략이 요구된다. 특히 초소형 위성군의 설계 시에는 제한된 위성의 수와 탑재체 성능, 낮은 고도 조건 등을 고려하여 임무 목적에 특화된 설계가 필수적이다. 본 연구에서는 한반도 감시·정찰을 위한 재방문주기 요구조건을 달성할 수 있는 위성군 설계를 선정하기 위해 여러 가지 위성군 설계 기법의 특징을 분석하였다.

또한 워커 위성군과 지상 궤적 반복 위성군을 활용하여 한반도 정찰에 적합한 위성군을 설계하고 성능을 분석하였다.

II. 본론

2.1 위성군 설계 기법 분석

위성은 적절한 관측 공백 시간을 두고 해당 지역 상공을 지나갈 때 임무를 수행하게 된다. 따라서 이러한 위성군을 설계하는 것은 위성의 재방문주기를 허용하는 불연속 커버리지(discontinuous coverage) 문제로 정의할 수 있으며, 관측하고자 하는 지역을 끊임 없이 관측해야 하는 연속 커버리지(continuous coverage) 설계 문제와는 다른 방식의 접근이 필요하다. 따라서 임무의 성격을 고려하지 않고 SOC 기법을 사용할 경우 불필요하게 많은 위성이 사용되므로 SOC 기법은 분석에서 제외되었다. 또한 감시정찰 위성군은 높은 해상도의 영상을 얻기 위해 저궤도 사용이 필수적인데, 이 경우 타원 궤도의 성질을 제대로 활용할 수 없을 뿐만 아니라 높은 대기 항력으로 인하여 점차 원궤도에 수렴하게 되므로 타원궤도를 활용하는 Draim 위성군 설계 패턴도 분석 대상에서 제외되었다. 따라서 이 연구에서는 워커 위성군, 비대칭 워커 위성군, 지상 궤적 반복궤도 위성군, 플라워 위성군의 특징들을 분석하였다. Table 1은 문헌조사를 통해 비교한 네 가지 위성군 설계 기법들의 특징들을 요약한 것이다.

워커 패턴은 특정 위도 범위의 커버리지를 위한 것이므로 위도와 경도가 정해져 있는 부분적인(regional) 지역에 특화된 설계가 불가능하다. 그러나 워커 패턴은 설계 개념이 간단하고 성능이 검증된 전통적인 기법이며 실제 위성군 설계에 자주 활용된다. 특히 위성 수가 많고 궤도 공전 주기가 작을수록 워커 패턴 위성군의 재방문 주기가 뛰어난 성능을 보인다. 특히 재방문 주기가 궤도 주기의 0.8배 이하인 경우 워커 위성군의 재방문 주기 성능이 비대칭 워커 위성군보다 우수하였다[9]. 현재 설계하고자 하는 감시정찰 위성군의 재방문주기는 약 30분 내외의 요구조건을 만족하며 최소화되어야 한다. 그러므로 비대칭 워커 위성군보다 워커 위성군을 사용하는 것이 더 효율적임을 알 수 있다.

지상 궤적 반복궤도는 지구 자전 주기와 위성의 공전 주기를 적절히 조합하여 위성이 지상에 그리는 지상 궤적이 일정한 주기를 가지고 반복되도록 하는 궤도이다. 이러한 지상 궤적 반복궤도를 사용하는 위성들의 재방문 주기를 최소화하는 배치 형태를 연구한다면 임무 목적에 맞는 위성군을 설계할 수 있다.

플라워 위성군은 지구 중심 관성(Earth-Centered Inertial) 좌표계가 아닌 회전 좌표계 상에서 위성이

Table 1. Characteristics of constellation design methods

Constellation design pattern	Orbit geometry	Objectives	Advantages	Disadvantages
Walker constellation [2, 9-12]	Symmetric orbit	Global coverage (Continuous /dis-continuous)	<ul style="list-style-type: none"> - Better performance than other design methods when the maximum revisit time is less than 0.8 times the orbital period - Low computational complexity for optimal design - Representation of constellation with three parameters 	<ul style="list-style-type: none"> - Impossibility of the specific design for the target area
Asymmetric Walker constellation [2, 12-14]	Asymmetric orbit	Global/regional coverage (Dis-continuous)	<ul style="list-style-type: none"> - Better revisit time performance than symmetric walker pattern constellation when the difference of revisit time and orbital period is small 	<ul style="list-style-type: none"> - Degradation of performance when the maximum revisit time is less than 0.8 time the orbital period (compared to the symmetric walker pattern)
Repeat Ground Track constellation [15-19]	Symmetric or asymmetric orbit	Regional coverage (Dis-continuous)	<ul style="list-style-type: none"> - Optimal design for the regional coverage under the limited payload performance - Generally similar or better performance than the walker constellation for discontinuous coverage - Availability of one-day period observation with a single satellite 	<ul style="list-style-type: none"> - Increment in launch and reconfiguration cost than the walker pattern as the number of satellites increases with the number of planes
Flower constellation [20-23]	Symmetric orbit	Global/regional coverage (Continuous /dis-continuous)	<ul style="list-style-type: none"> - Possible to design the trajectory to be repeated simultaneously on two rotating coordinate systems - Representation of constellation with five parameters - Possible to design the consistent revisit time 	<ul style="list-style-type: none"> - Increment in launch and reconfiguration cost than the walker pattern as the number of satellites increases with the number of planes

그리는 궤적이 반복되도록 설계하는 방법이다. 예를 들어 회전 좌표계가 지구 중심 고정(Earth-Centered Earth-Fixed) 좌표계인 경우 회전 좌표계 상에서 위성의 궤적이 반복되게 하기 위해서는 지구와 위성의 상대적인 위치가 반복되어야 한다. 따라서 이 경우 플라워 위성군은 지상 궤적 반복 궤도를 따르는 위성들이 회전 좌표계 상에서 반복되도록 적절히 배치한 것이 된다. 플라워 위성군은 모든 회전 좌표계에 대해 설계가 가능하다는 장점이 있으나 한반도 관측 임무와는 관련성이 떨어지며 설계 시 직접적으로 재방문 주기를 반영할 수 있는 파라미터가 존재하지 않는다.

위성군 설계 기법들의 장단점 분석 결과, 재방문 주기가 약 30분 내외인 감시정찰 위성군의 설계 방법으로는 비대칭 워커 위성군보다 워커 위성군을 사용하는 것이 더 효율적임을 확인하였다. 또한 재방문 주기 단축을 위해서는 복잡하고 설계 자유도가 낮은 플라워 위성군 설계 기법보다는 상대적으로 설계 자유도가 높은 지상 궤적 반복궤도 위성군을 이용하는 것이 더 적합할 것으로 판단된다. 따라서 최종적으로 한반도 감시정찰 위성군 설계 기법으로 워커 위성군과 지상 궤적 반복궤도 위성군을 선택하였다.

2.2 위성군 성능분석 환경 설정

위성군의 성능은 서비스를 제공하고자 하는 지역의 위치와 범위 그리고 사용하는 위성 탑재체 성능에 따라 달라지므로 정확한 성능 비교를 위해서는 위성군 초기 설계와 시뮬레이션을 통해 직접 성능을 산출해야 한다. 이 장에서는 관측 성능의 정량적인 분석

Table 2. Characteristics of sensor (NASA, Planet Labs, Campbell [24])

Sensor Type	Sensor range	Information
EO	Viewing angle = ± 30 deg (cone)	Swathwidth 22 km (HFOV = 3 deg, VFOV = 2 deg) Flock (Dove) Satellite (420 km)
SAR	Incidence angle = 10 ~ 55 deg (min. elevation = 35 ~ 80 deg)	Swathwidth 200 km ICEYE-X1 Satetellite (505 km)

을 위해 설정한 시뮬레이션 환경에 관해 서술한다.

위성군의 커버리지 분석을 위해 관심 지역은 서울을 중심으로 반경 50 km 이내의 지역으로 설정하였고, 위성군 성능 분석을 위해 지구 관측과 감시정찰에 주로 사용되는 광학(Electrical Optics, EO) 센서와 SAR(Synthetic Aperture Radar)의 관측 범위를 설정하였다. Table 2는 설정한 센서들의 화각(Field Of View, FOV), 시야각(Viewing angle)과 입사각(Incidence angle) 등 관측 범위를 나타내며, 광학 센서는 광학 위성 제원인 Dove 위성을 바탕으로 설정하였고 SAR는 ICEYE-X1 위성의 제원과 동일하게 적용하였다[24].

최적의 위성군의 설계와 성능비교를 위한 동역학 모델을 선정하였다. 일반적인 시뮬레이션에서 위성에 가해지는 섭동 중 가장 큰 영향을 미치는 것은 지구 비대칭 섭동항(J2)으로 2~3개월 수준의 시뮬레이션에 유용하다. 2.3장과 2.4장에서는 J2섭동만을 반영하여 워커-델타 위성군과 지상 궤적 반복궤도 위성군을 설

계하고 성능의 경향성을 파악하였다. 2.5절에서는 2.3, 2.4장에서 탐색한 최적의 배치비에서 성능을 비교하기 위해 각 경우에 대해서 J2섭동과 고정밀 전파기(HPOP)를 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 한편, 위성군의 임무 수행 능력은 성능지수(FoM, Figure of Merits)로 평가할 수 있으며, 임무 목적에 따라 다양한 성능지수를 정의할 수 있다. Table 3은 위성의 성능 평가에 주로 사용되는 성능지수를 나타낸 것이다. 표적탐지(TCT, Time Critical Target)와 감시정찰(ISR, Intelligence Surveillance and Reconnaissance) 등 특정 목적의 임무나 재배치 위성군(ReCon, Reconfigurable satellite constellation), 위성간 통신 위성군 등 특정 임무나 시스템의 성능을 연구할 시 응답주기를 성능지수로 선정한다[25-30]. 영상 촬영, 지리정보 획득 등을 목적으로 관심지역(AoI, Area of Interest)을 관측할 시 관심지역 관측 성능지수(커버리지, 커버리지 시간, 접근 지속 시간, 접근 횟수)와 관측 공백 성능지수(공백 횟수, 재방문 주기)를 분석한다.

본 연구에서는 특정 위성의 시스템과 운용에 관한 연구가 아니라 일반적인 경우를 가정하여 위성군의 궤도특성을 연구하는 것이 목표이다. 따라서 지구 관측, 감시정찰에 주로 사용되는 성능지수인 재방문 주기(RT, Revisit Time)와 탐색완료 평균소요시간(Average TTCbR, Average Time to Cover by Region)을 지표로 성능을 분석하였다. 이때 재방문 주기는 평균 재방문 주기(ART, Average Revisit Time)와 최대 재방문 주기(MRT, Maximum Revisit Time)로 나뉘는데, 사용자가 주목하고자 하는 특성을 고려하여 선택한다.

위성군의 성능에 영향을 미치는 주요변수에는 고도, 궤도 경사각, 위성과 궤도평면 수 등이 있다. 저궤도 초소형위성군의 경우 대개 500~700 km 범위에서 운용된다. 본 논문에서는 실제 운용 중인 지구관측위성의 제원을 활용하기 위해 대표적인 광학위성(Dove)과 SAR 위성(ICEYE-X1)의 고도를 반영하였다. 광학위성의 고도는 420 km, SAR 위성은 500 km로 고정하고 두 종류의 위성을 동일평면에 배치할 시 모두 500 km로 가정하였다. 따라서 본 논문에서는 다른 고도에 대해서도 비슷한 경향성을 보일 것으로 예상하여 고도를 420 km 또는 500 km로 고정한 채

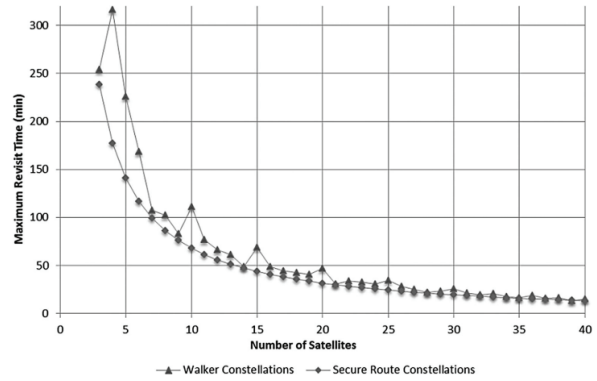


Fig. 1. Number of satellites vs MRT by secure route constellations and walker constellations[31]

위성의 개수와 경사각의 경향성에 대해 연구하였다.

Figure 1에서는 워커-델타 위성군과 Secure Route 위성군 설계기법의 성능을 비교하였다[31]. Secure Route 위성군은 지상 궤적 반복궤도 위성군과 유사한 설계기법이다. 전체 위성 수에 대한 최대 재방문 주기 성능을 비교하면 20대 이상인 경우 두 기법의 차이가 매우 근소하고 30대 이상일 시 비슷한 수준의 성능을 보인다. 따라서 본 연구에서는 20~30대 수준의 위성군을 분석대상으로 설정하였다. 또한, 9~18대의 유전 알고리즘(Genetic algorithm)과 워커-델타 위성군을 비교하면 북위 35~45도 관심지역에서 워커-델타 설계 기법이 비슷하거나 더 나은 성능을 보인다[13]. 결과적으로 20~30대 위성을 운용한 워커-델타 위성군과 지상 궤적 반복궤도 위성군의 성능을 비교하는 것이 본 논문의 최종 목표이다.

2.3장과 2.4장에서는 이러한 시뮬레이션 환경에서 워커 위성군과 지상 궤적 반복궤도 위성군의 설계와 성능 분석을 각각 수행한다. 2.3장에서는 20대 혹은 30대의 워커-델타 위성군을 설계할 시 최적의 궤도경사각과 설계 파라미터를 탐색한다. 2.4장에서는 최적의 재방문주기 성능을 보이는 지상 궤적 반복궤도 위성군 조건을 찾고 20대 혹은 30대 위성군을 예시로 들어 궤도요소를 제시하였다. 2.5장에서 두 위성군의 성능을 비교한다.

Table 3. Figure of merits for constellation (STK manual)

Coverage	Observability of the spacecraft payload over the area of interest
Coverage Time	The amount of time (over the entire coverage interval) during which a point is covered
Access Duration	The intervals during which coverage is available from a single asset
Number of Accesses	The total number of independent access of points
Number of Gaps	The total number of coverage gaps found over the observation interval
Average Revisit Time (ART)	The average intervals during which coverage is not provide
Time To Cover by Region (TTCbR)	Average time to complete 100% spatial coverage for a specified area of interest
Response Time	The amount of time from the user request to the coverage completion

2.3 워커 위성군 설계 및 성능분석

2.3.1 워커 위성군 설계

워커 위성군에는 극궤도를 사용한 워커-스타 위성군(Walker-Star Constellation)과 대칭 궤도를 이용한 워커-델타 위성군(Walker-Delta Constellation)이 있다. 이 연구에서는 위성군 성능 분석을 위해 일반적으로 워커 위성군으로 통칭되는 워커-델타 위성군을 사용하였다. 워커-델타 위성군은 사용하는 위성의 개수(T), 위성 평면의 개수(P) 그리고 인접 궤도 간 위상차(F)를 이용하여 위성군 패턴을 결정한다[2]. 여기서 인접 위성 간 위상차란 임의의 위성으로부터 동쪽 방향에 있는 위성 중 가장 가까운 위성과의 위상차(Δu)를 결정하는 변수로 $\Delta u = F \times 360^\circ / T$ 의 관계가 있다. 워커 위성군의 모든 궤도 평면은 같은 궤도 경사각을 가지기 때문에 궤도 경사각과 3개 파라미터를 이용하여 위성군을 설계할 수 있다. 20~30대 범위의 워커-델타 위성군을 설계하되 조합수가 다양한 20대와 30대에 대해서만 분석하였다.

2.3.2 SAR 위성군의 배치 및 성능분석

SAR 위성군을 이용한 한반도 관측 성능분석을 위해 다양한 파라미터 조합에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 위성군의 총 위성 수 20대와 30대 두 경우에 대해 한반도 관측에 효율적인 궤도 경사각(i)을 도출하기 위해 35°에서 55°까지 5° 간격으로 변화시켜 분석하였고, 워커 위성군의 설계 파라미터(P, F)의 모든 조합에 대해 성능을 분석하였다. 성능지수는 서울 지역 평균 재방문 주기(ART) 및 탐색완료 평균시간(TTCbR)으로 하였다. 사용한 SAR 장비의 주사폭(swath width)이 탐색하고자 하는 지역의 범위보다 커서 한 번의 경로 이동으로 전체지역 촬영을 완료할 가능성이 높지만 촬영위치에 따라 범위의 차이가 발생할 수 있기 때문에 탐색완료 소요시간이 재방문 주기에 비해 길어질 수 있다. Fig. 2와 Figs. 3, 4는 각각 20대와 30대의 SAR 위성을 사용한 워커 위성군의 성능지수 분석 결과이다. 두 경우 모두 궤도 경사각이 40°일 때 가장 좋은 성능을 보였다. 20대 SAR 위성의 경우 궤도 평면 5개, 궤도당 위성 수 4

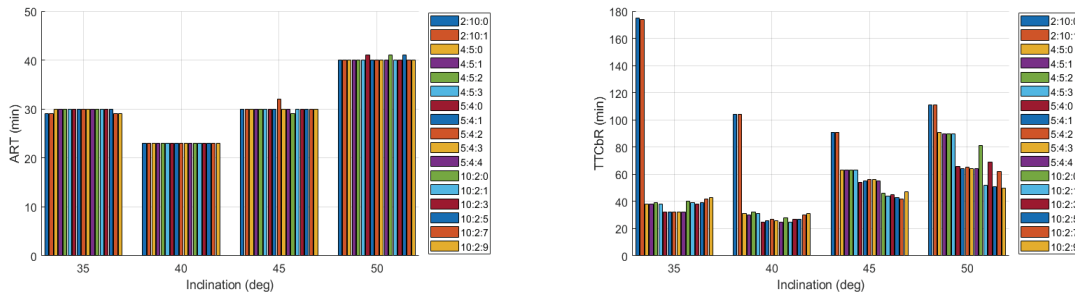


Fig. 2. Figure of merits of a constellation with 20 SAR satellites

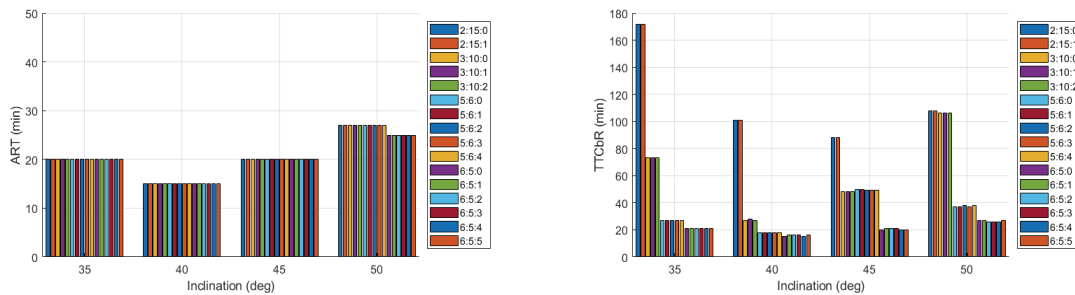


Fig. 3. Figure of merits of a constellation with 30 SAR satellites (P=2, 3, 5, 6)

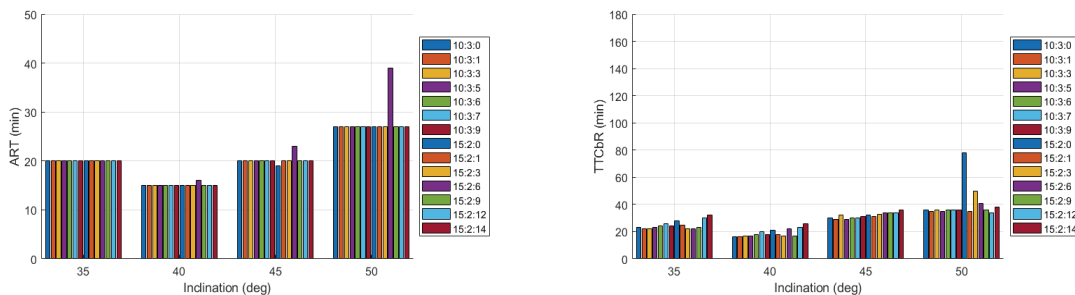


Fig. 4. Figure of merits of a constellation with 30 SAR satellites (P=10, 15)

Table 4. Parameters of SAR satellite constellations having minimum ART and TTCbR

Parameters	SAR constellation	
Total number of satellites (T)	20	30
Inclination (i)	40°	40°
Number of planes (P)	5	6
Number of satellites per orbital plane (T/P)	4	5
Relative spacing (F/Δu)	4/72°	4/48°
Altitude (km)	500	500
ART (min)	23	15
TTCbR (min)	25	15

대, 인접 궤도 간 위상차 4일 때($P: T/P: F=5:4:4$) 평균 재방문 주기 23분, 평균지역 탐색완료시간 25분으로 최적의 위성군 성능을 얻었다. 30대 SAR 위성

의 경우 궤도 평면 6개, 궤도당 위성 수 5대, 인접 궤도 간 위상차 4일 때($P: T/P: F=6:5:4$) 평균 재방문 주기 15분, 평균지역 탐색완료시간 15분으로 성능 지수가 가장 좋았다. 이러한 최적의 위성군 설계 결과에 대해서 Table 4에 정리하였으며, 한반도 주변의 다른 지역에 대한 분석자료는 참고문헌[8]에 잘 설명되었다.

2.3.3 광학 위성의 배치 및 성능분석

전전후 지상관측이 가능하여 재방문 시물레이션에서 낮과 밤을 구별할 필요가 없는 SAR 위성과 달리 광학위성은 낮에만 관측할 수 있기 때문에 관측지역을 밤에 지나가는 경우는 위성군의 성능지수 계산 시 제외해야 한다. 광학위성의 센서 성능을 고려하면 SAR위성에 비해 관측 폭이 좁으므로 궤도경사각을 40°에서 55°까지 5° 간격으로 변화시켜 분석하였다.

Figure 5와 Figs. 6, 7은 고도 420 km를 가지는 광학위성 20대와 30대로 설계한 경우 서울지역에 대해 가장 좋은 성능지수(평균 재방문 주기와 평균 탐색완

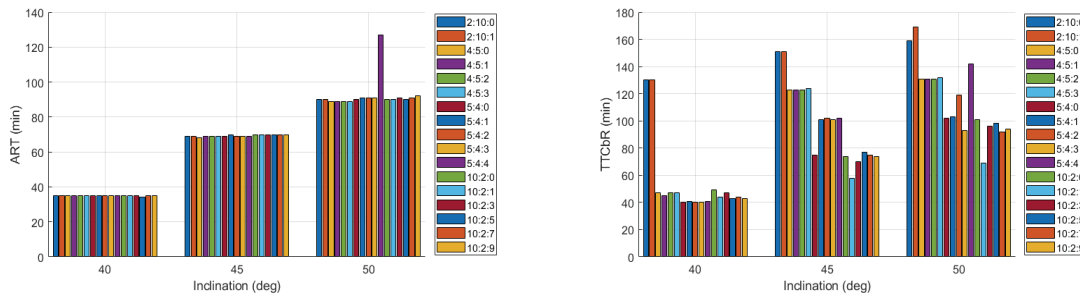


Fig. 5. Figure of merits of a constellation with 20 EO satellites

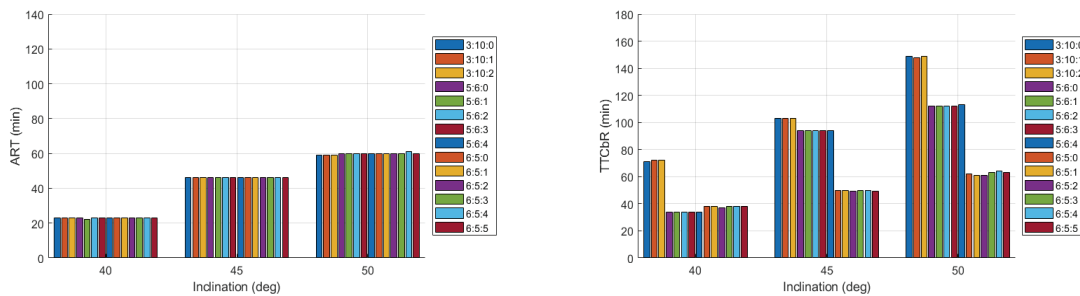


Fig. 6. Figure of merits of a constellation with 30 EO satellites (P=3, 5, 6)

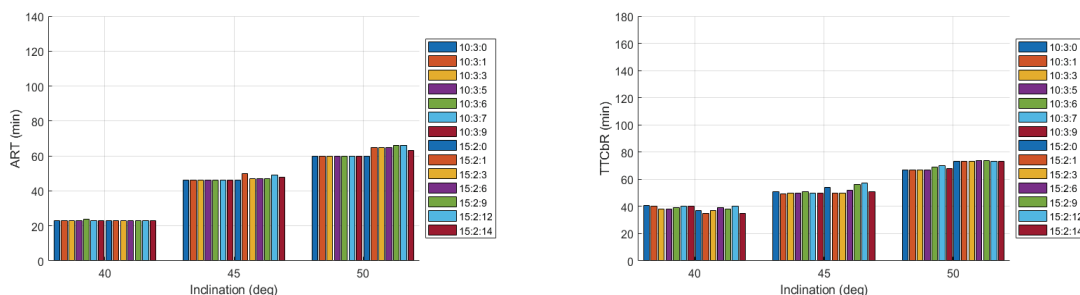


Fig. 7. Figure of merits of a constellation with 30 EO satellites (P=10, 15)

Table 5. Parameters of EO satellite constellations having minimum ART and TTCbR

Parameters	EO constellation	
Total number of satellites (T)	20	30
Inclination (i)	40°	40°
Number of planes (P)	10	5
Number of satellites per orbital plane (T/P)	2	6
Relative spacing (F/Δu)	5/90°	1/12°
Altitude (km)	420	420
ART (min)	34	23
TTCbR (min)	43	37

료 소요시간)를 나타낸다. SAR 위성군과 마찬가지로 두 경우 모두 궤도 경사각이 40°일 때 최적의 성능을 내는 것으로 나타났다. 재방문 주기를 기준으로 성능을 분석하면 20대를 사용할 때는 $P:T/P:F=10:2:5$, 30대를 사용할 때는 $P:T/P:F=5:6:1$ 인 경우 성능이 가장 좋았다(Table 5). 그러나 20대의 위성으로 위성군을 설계한 경우 평균 재방문 주기가 30분보다 크므로 준 실시간 표적 지역에 대한 감시 목적에는 적합하지 않다. 반면 30대로 위성군을 설계한 경우 30분 이내 표적 재방문이 가능하고 탐색완료 소요시간 역시 1시간 이내를 만족하였다. 따라서 광학 위성만으로 위성군을 구축하는 경우 준실시간 감시를 위해서는 시야각이 60° 이상인 탑재체를 장착한 20대 이상의 위성이 요구됨을 알 수 있다.

2.3.4 광학 및 SAR 위성의 동일궤도 배치 및 성능분석

전천후 관측이 가능하지만 색 정보를 담을 수 없는 SAR 위성과 낮에만 관측할 수 있지만 색 정보를 포함하는 광학 위성을 동일 평면에 배치하는 경우 서로의 단점을 보완하는 위성군을 구성할 수 있다. 이에 광학 위성과 SAR 위성을 모두 포함하는 하나의 위성군을 설계하고 성능분석을 수행하였다. 군 정찰 위성 개발을 목표로 하는 425사업은 SAR 위성과 EO 위성을 4:1로 배치하므로 이를 참고하여 궤도평면당 1대의 EO위성을 배치하였다. 예를 들어 $P:T/P:F=5:4:4$ 인 경우 각 궤도면은 SAR 위성 3대와 EO 위성 1대, $P:T/P:F=6:5:4$ 인 경우 SAR 위성 4대와 EO 위성 1대로 구성된다.

Table 6은 광학 위성과 SAR 위성으로 구성된 위성군의 설계 파라미터와 성능지수를 나타낸다. Table 6의 설계값을 적용하여 SAR 위성으로만 설계된 위성군과 혼합 위성군의 성능을 비교하였다. 서울 중심 반경 50 km 지역에 대해 성능지수를 분석한 결과, 두 경우 모두 평균 재방문 주기 30분 이내, 탐색완료

Table 6. Parameters of EO and SAR satellite constellations having minimum ART and TTCbR

Parameter	SAR+EO constellation		
Total number of satellites (T)	20	30	
Inclination (i)	40°	40°	
Number of planes (P)	5	6	
Number of satellites per orbital plane (T/P)	SAR	3	4
	EO	1	2
Relative spacing between the adjacent planes (F)	4	4	
Sensor specification	SAR	Incidence angle : -10°~55°	
	EO	FOV: 60°	
Altitude (km)	SAR	500	
	EO	500	
ART (min)	24	16	
TTCbR (min)	28	21	

평균시간 60분 이내로 준 실시간 감시정찰 조건을 만족하였다. 그러나 SAR 위성만으로 구성된 위성군에 비해 재방문 주기는 약 1분, 탐색완료 소요시간은 약 6분 증가하였는데, 이는 광학 또는 SAR 탑재체가 매회 표적 방문 시 관측할 수 있는 범위의 차이에 의해 발생한 것으로 분석된다.

2.4 지상 궤적 반복궤도 위성군 설계 및 성능분석

지상 궤적 반복궤도(RGT)는 위성이 지표면에 그리는 지상 궤적(ground track)이 일정한 주기로 반복되도록 설계한 궤도이다. 이를 위해서는 지구의 자전 주기와 위성의 공전 주기 그리고 섭동에 의한 위성의 승교점 적경(RAAN, Right Ascension of the Ascending Node)의 변화를 고려한 설계가 필요하다. 위성의 지상 궤적이 반복될 조건은 식 (1)과 같다[18].

$$N_S T_S = T_N N_D \quad (1)$$

이때 N_S 는 위성의 지상 궤적이 반복되기까지 위성이 회전한 횟수, T_S 는 위성의 공전 주기, T_N 는 지구의 노드 주기(nodal period), N_D 는 지상 궤적이 반복되기까지 지구의 기준점이 위성 궤도의 상향 노드를 통과한 횟수이다. 지구의 노드 주기(T_N)는 지구 적도에 있는 기준점이 위성 궤도의 상향 노드를 연속해서 통과하기까지 걸리는 시간으로, 위성의 공전 주기와 같은 단위이다. 위성의 공전 주기(T_S)와 지구의 노드 주기(T_N)는 위성의 궤도 요소와 궤도 요소의 변

화율로 표현할 수 있다[32]. 임무 특성에 따라 정수 N_S 와 N_D 를 결정하면 위성의 궤도 장반경(a)과 궤도 경사각(i)에 관한 방정식이 만들어지는데, 이 방정식의 해를 구하면 지상 궤적이 반복되는 위성의 궤도 요소를 얻을 수 있다.

저궤도 지상 궤적 반복궤도 위성이 관측 지역에 대해 좋은 성능을 보이기 위해서는 관측 지역의 위도보다 3~5° 높은 궤도 경사각을 가지는 것이 적절하다 [19,8]. 이에 따라 서울 지역을 관측하기에 유리하도록 지상 궤적 반복궤도 위성군의 궤도 경사각을 40°로 설정하였다. 또한 하루를 주기로 반복되는 지상 궤적을 형성하기 위해 N_S 와 N_D 의 비는 15:1로 설정하였다. 이 경우 고도 500 km 대와 800 km 대에서 지상 궤적이 하루를 주기로 반복되는데, 관측 해상도를 확보하기 위해 500 km 대의 궤도를 선택하였다.

서울지역을 궤도경사각 39도의 20~30기 위성군으로 방문할 시 위성 수와 평균 재방문주기는 선형관계를 갖는다[32]. 20기 위성군은 약 19분, 30기 위성군은 약 28.5분의 평균 재방문주기를 갖고, 기울기는 -0.98분/위성 수이므로 위성을 1기 추가하여 재방문주기를 약 1분 단축할 수 있다(Fig. 8). 따라서 본 2.4장에서는 20, 30기의 위성군을 이용한 설계 예시를 제시하고, 2.5절에서는 20, 25, 30기 위성군을 설계하여 위커-델타 위성군과의 성능을 비교분석하였다. 지상 궤적 반복궤도 설계를 위해서는 위성들이 같은 지상궤적을 그리도록 승교점 적경 차($\Delta\Omega$)와 위성간 위상차(ΔM) 조건을 만족하여야 한다. N 개의 위성으로 관측 지역에 대한 재방문주기를 최소화하는 지상 궤적 반복궤도 배치 조건은 식 (2), (3)과 같고, 궤도 평면 당 하나의 위성만 배치해야 한다[8].

$$\frac{2\pi}{N_S} \int \left(\frac{N_S}{N} \right) \leq \Delta\Omega_{j,j-1} \leq \frac{2\pi}{N_S} \left[1 + \int \left(\frac{N_S}{N} \right) \right] \quad (2)$$

$$\Delta M_{j,j-1} = 2\pi \left[1 + \int \left(\frac{N_S}{N} \right) \right] - N_S \Delta\Omega_{j,j-1} \quad (3)$$

$(j = 1, \dots, N)$

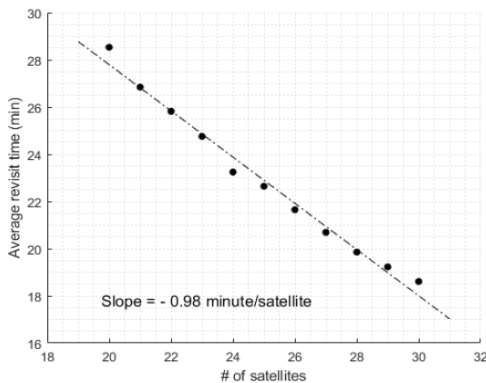


Fig. 8. ART of CGT constellation with 20~30 satellites (inclination = 39°)[32]

Table 7. Parameters of RGT constellations with 20 and 30 satellites

a	i	Ω_{ref}	u_{ref}
6865.77 km	39.0°	337.19°	74.75°
# of Satellites		$\Delta\Omega_j$	Δu_j
20		18°	90°
30		12°	180°

20, 30개의 위성을 사용할 경우 지상 궤적 반복궤도 위성군의 파라미터는 Table 7과 같이 설계된다.

2019년 1월 1일 12:00:00을 기준으로 궤도경사각이 40도인 위성은 승교점 적경이 13.61도일 때 한반도 관측이 가능하다. 이를 기준으로 20, 30개 위성으로 구성된 위성군을 설계하면 각 위성마다 Tables 8, 9와 같이 승교점 적경(Ω)과 평균 근점미각(M)을 얻을 수 있다. 예를 들어 20개의 위성을 운용하는 지상 궤적 반복궤도 위성군은 궤도 평면당 한 대의 위성을 배치해야 하기 때문에 Fig. 9와 같이 20개의 궤도 평면을 사용하는 위성군을 구성할 수 있다.

Table 8. RGT constellation design with 20 satellites

Sat #	Ω (deg)	M (deg)	Sat #	Ω (deg)	M (deg)
1	13.61	0	11	193.61	180
2	31.61	90	12	211.61	270
3	49.61	180	13	229.61	0
4	67.61	270	14	247.61	90
5	85.61	0	15	265.61	180
6	103.61	90	16	283.61	270
7	121.61	180	17	301.61	0
8	139.61	270	18	319.61	90
9	157.61	0	19	337.61	180
10	175.61	90	20	355.61	270

Table 9. RGT constellation design with 30 satellites

Sat #	Ω (deg)	M (deg)	Sat #	Ω (deg)	M (deg)
1	13.61	0	16	193.61	180
2	25.61	180	17	205.61	0
3	37.61	0	18	217.61	180
4	49.61	180	19	229.61	0
5	61.61	0	20	241.61	180
6	73.61	180	21	253.61	0
7	85.61	0	22	265.61	180
8	97.61	180	23	277.61	0
9	109.61	0	24	289.61	180
10	121.61	180	25	301.61	0
11	133.61	0	26	313.61	180
12	145.61	180	27	325.61	0
13	157.61	0	28	337.61	180
14	169.61	180	29	349.61	0
15	181.61	0	30	1.61	180

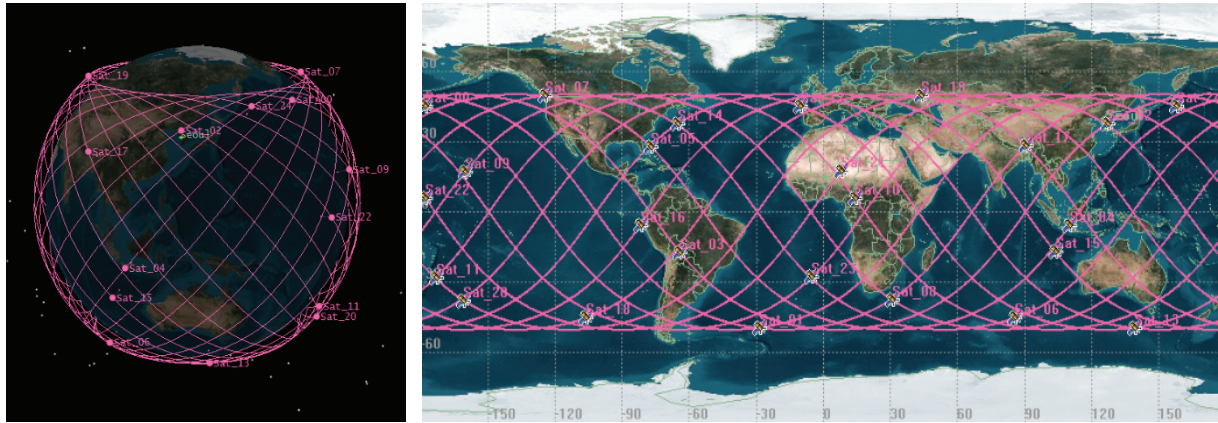


Fig. 9. 3D view and the ground track of RGT constellation design with 20 satellites

2.5 지상 궤적 반복궤도 위성군과 워커 위성군 성능 비교

지상 궤적 반복궤도 위성군과 워커 위성군의 성능 비교를 위해 위성 수 20, 25, 30대에 대해 광학 위성군과 SAR 위성군을 각각 설계하였다. 관심 영역은 서울을 중심으로 반경 50 km 지역으로, 분석 기간은 2019년 1월 1일 12:00:00부터 2019년 3월 1일 12:00:00 까지 2개월로 설정하였다. 성능지수는 평균 재방문 주기, 최대 재방문 주기, 평균 지역 탐색 완료시간이며, 각 경우마다 J2 섭동 궤도 전파기와 고정밀 전파기(HPOP)를 사용하여 비교/분석하였다. HPOP 전파기의 동역학 모델 환경은 Table 10과 같이 설정하였다. 워커 위성군을 이용한 설계 시 위성의 고도는 광학 위성의 경우 420 km(Dove 위성과 동일), SAR 위성의 경우 500 km(ICEYE-X1과 동일)로 설정하였다. 또한 선택할 수 있는 조합이 한 가지였던 25대 위성군을 제외한 20, 30대 위성군의 경우 모든 파라미터 조합 중 최적의 조합을 이용하였다.

Tables 11, 12, 13은 산출된 성능지수인 평균 재방문 주기, 최대 재방문 주기, 평균 지역 탐색완료 시간을 각각 나타내며, Figs. 10, 11, 12는 이들 성능지수를 비교한 것이다. 시뮬레이션 결과, 모든 개수의 위성에서 많은 궤도 평면을 사용하는 지상 궤적 반복궤도 위성군이 워커 위성군보다 좋은 성능지수들을 나타내었다. 평균 재방문 주기의 경우 광학 위성에서 20~30%, SAR 위성에서 6~8% 단축되었다. 또한 지상 궤적 반복궤도 위성군과 워커 위성군 모두 위성의 개수가 늘어날수록 평균 재방문 주기가 감소했다. 고정밀 전파기를 사용하여 실제적인 궤도 환경에서의 성능을 분석한 결과, J2 섭동 궤도 전파기를 사용한 경우에 비해 성능지수가 저하되었다. 그러나 지상 궤적 반복궤도 위성군을 설계할 경우 SAR 위성에 비해 상대적으로 관측 범위가 좁은 광학 위성으로 위성 20대로도 약 30분의 평균 재방문 주기를 달성한 것을 확인하였다.

Table 10. Dynamic model setting for HPOP simulation

Dynamic model		
Gravity	EGM 96 (21x21)	
Air drag	Jacchia-Roberts	
	C_d	2.2
	A/m	0.002
Solar radiation pressure	C_r	1.0
	$F_{10.7}$	150
Third body gravity	Sun, Moon	

Table 11. Average revisit times (ART) according to the number of satellites of EO and SAR constellation

Constellation	Total number of satellites	Average revisit time (ART) (min)			
		RGT (J2)	Walker (J2)	RGT (HPOP)	Walker (HPOP)
EO	20	27.8	37.7	32.1	44.9
	25	21.9	30.1	25.5	32.4
	30	17.7	24.8	20.9	26.9
SAR	20	17.9	23.4	22.2	23.6
	25	13.9	17.9	17.2	18.3
	30	11.5	15.5	14.7	15.9

Table 12. Maximum revisit time (MRT) according to the number of satellites of EO and SAR constellation

Constellation	Total number of satellites	Maximum revisit time (MRT) (min)			
		RGT (J2)	Walker (J2)	RGT (HPOP)	Walker (HPOP)
EO	20	66.3	135.1	92.3	395.3
	25	51.3	131.4	107.5	170.6
	30	36.1	125.7	67.6	155.0
SAR	20	41.7	59.5	98.8	110.6
	25	38.6	44.9	93.4	80.8
	30	31.5	45.4	60.3	82.7

Table 13. Average Time to Cover by Region (TTCbR) according to the number of satellites of EO and SAR constellation

Constellation	Total number of satellites	Time to Cover by Region (TTCbR) (min)			
		RGT (J2)	Walker (J2)	RGT (HPOP)	Walker (HPOP)
EO	20	23.6	44.3	24.7	61.2
	25	15.2	36.9	24.2	45.3
	30	14.5	34.4	16.8	41.4
SAR	20	10.5	15.3	18.1	22.0
	25	9.1	13.8	18.7	16.7
	30	11.4	12.0	15.7	15.9

III. 결 론

본 연구에서는 한반도 감시·정찰에 적합한 위성군을 설계하기 위해 여러 가지 위성군 설계 기법의 장단점을 분석하고, 위커 위성군과 지상 궤적 반복 위성군을 이용해 서울 지역의 관측을 위한 위성군의 설계 및 성능 분석을 수행하였다.

지상 궤적 반복궤도 위성군과 위커 위성군 모두 위성의 개수가 늘어날수록 평균 재방문 주기가 감소하는 양상을 보였다. 특히 지상 궤적 반복궤도 위성군의 경우 상대적으로 관측 범위가 좁은 광학 위성 20대라도 약 30분의 평균 재방문 주기를 달성할 수 있다. 따라서 재방문 주기 성능만을 고려한다면 지상

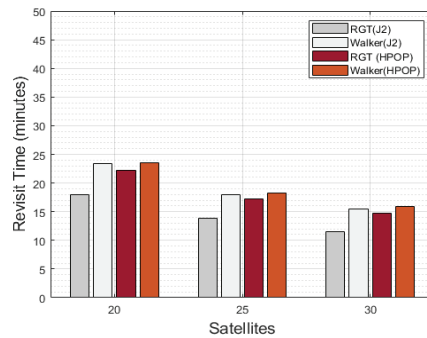
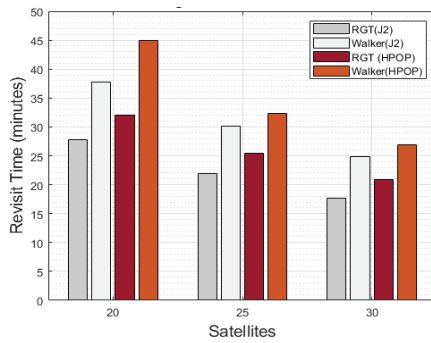


Fig. 10. Average revisit time (ART) according to the number of satellites of EO constellation (left) and SAR constellation (right)

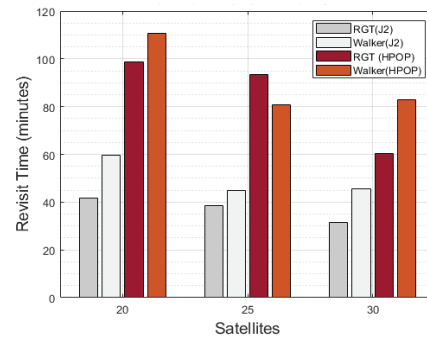
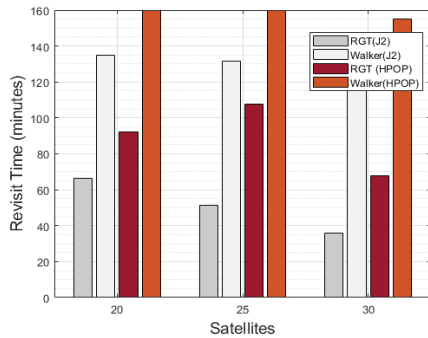


Fig. 11. Maximum revisit time (MRT) according to the number of satellites of EO constellation (left) and SAR constellation (right)

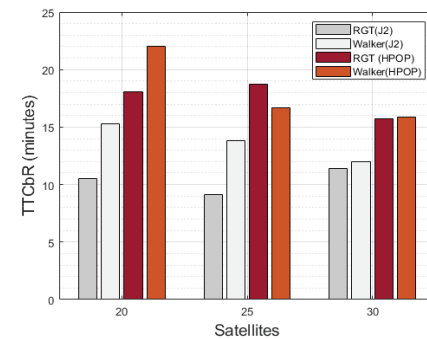
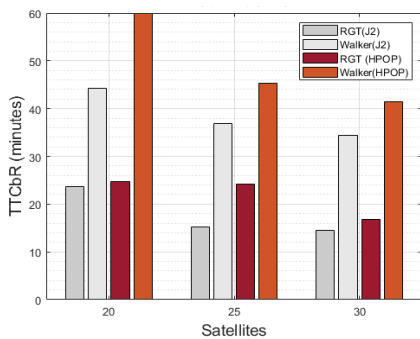


Fig. 12. Average Time to Cover by Region (TTCbR) according to the number of satellites of EO constellation (left) and SAR constellation (right)

궤적 반복궤도 위성군을 사용해 한반도 정찰 임무를 수행하는 것이 적절할 것으로 판단된다. 그러나 발사 및 전개 비용을 고려할 경우 적은 수의 평면에 다수의 위성을 포함할 수 있는 위커 위성군이 한 궤도 평면 당 하나의 위성을 배치해야 하는 지상 궤적 반복궤도 위성군에 비해 유리하다.

실제 임무 설계를 위해서는 재방문 주기와 같은 임무 성능과 비용 등 현실적인 요소를 종합적으로 고려하여 최적의 위성군을 도출해야 한다. 최근 개발되고 있는 소형 지상 발사체나 공중발사체의 경우 탑재 가능한 하중에 제약이 있지만 발사 비용을 감소시킬 수 있다. 이러한 발사체를 활용하여 여러 번의 발사를 수행할 경우 기존의 위커 위성군과의 발사 비용 격차를 줄이면서 지상 궤적 반복궤도 위성군의 재방문 주기를 최소화할 수 있다. 위성군을 구축하기 위한 총발사 비용은 한 발사체에 올릴 수 있는 위성수에 의해 좌우된다. T 는 총 위성 수, N 은 발사체에 탑재할 수 있는 위성 수(하나의 궤도평면에서의 위성 수), P 는 궤도평면 수라 하면, $T/N=P$ 가 되었을 때 발사비용과 위성군의 성능이 적합하다. 총발사 비용은 $1/N$ 비례하고 위성군의 성능은 P 에 비례하는 경향이 있으므로 T 가 고정되어 있다면 총발사비용이 증가할수록 궤도면수를 늘릴 수 있기 때문에 위성군의 성능도 향상될 수 있다. 따라서 총발사비용과 총 위성수 등의 제약조건이 주어진 경우, 본 논문의 결과를 참고하여 위성군 설계에 대한 최적의 파라미터를 선택할 수 있다. 이러한 종합적인 분석은 한반도 지역을 감시·정찰하기 위한 위성군 설계에 대한 전략을 수립하는 데 중요한 자료를 제공할 수 있으며, 나아가 초소형 위성군 운용을 위한 우주전력 구축에 대한 가이드라인을 제시하는 데 기여할 수 있다.

후 기

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

References

- 1) Patel, N. V., “The Pentagon wants to launch satellite constellations to track missiles,” *MIT Technology Review*, 2019.
- 2) Walker, J. G., “Some circular orbit patterns providing continuous whole earth coverage,” *Journal of the British Interplanetary Society*, Vol. 24, 1971, pp. 369~384.
- 3) Legge, R. S. Jr., *Optimization and Valuation of Reconfigurable Satellite Constellations Under Uncertainty*, MIT, 2014.

- 4) Draim, J. E., “Three-and four-satellite continuous-coverage constellations,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 8, No. 6, 1985, pp. 725~730.
- 5) Luders, R. D., “Satellite Networks for Continuous Zonal Coverage,” *ARS Journal*, Vol. 31, No. 2, 1961, pp. 179~184.
- 6) King, J. C., “Quantization and symmetry in periodic coverage patterns with applications to earth observation,” *Proceeding of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference 1975*, No. NASA-TM-X-71155.
- 7) Mortari, D., Matthew P. W. and Christian B., “The flower constellations,” *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 52, No. 1, 2004, pp. 107~127.
- 8) Hwang, Y., “Study of Micro-satellite constellation design and station keeping,” Master Thesis, Yonsei University, 2020.
- 9) Ulybyshev, Y., “Satellite constellation design for continuous coverage: short historical survey, current status and new solutions,” *Proceeding of Moscow Aviation Institute*, Vol. 13, No. 34, 2009, pp. 1~25.
- 10) He, Q. and Chao, H., “Satellite constellation design with adaptively continuous ant system algorithm,” *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 20, No. 4, 2007, pp. 297~303.
- 11) Zhang, J., He, X., Li, L. and Deng, F., “Designing LEO Retrograde Orbit Twin-Station Satellite Constellation for Regional Coverage,” *Proceeding of 25th AIAA International Communications Satellite Systems Conference (organized by APSCC)*, 2007, p. 3305.
- 12) Lang, T. J., “Walker constellations to minimize revisit time in low earth orbit,” *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 114, 2003, p. 16.
- 13) Parish, J. A., “Optimizing coverage and revisit time in sparse military satellite constellations a comparison of traditional approaches and genetic algorithms,” Master Thesis, Naval Postgraduate School, 2004.
- 14) Cheng, S. W., Shen, L. C. and Chen, J., “Optimization of regional coverage reconnaissance satellite constellation by improved NSGA-II algorithm,” *Proceeding of 2008 International Conference on Intelligent Computation Technology and Automation (ICICTA)*, Vol. 1, 2008, pp. 660~664.
- 15) Zhang, C., Jin, J., Kuang, L. and Yan, J., “LEO constellation design methodology for observing multi-targets,” *Astrodynamics*, Vol. 2, No. 2, 2018, pp. 121~131.

- 16) Hanson, J., Evans, M. and Turner, R., "Designing good partial coverage satellite constellations," *Proceeding of Astrodynamics conference*, 1990, p. 2901.
- 17) Kim, N. K., Park, S. Y., Kim, Y. R. and Choi, K. H., "Optimal Design of Satellite Constellation Korean Peninsula Regions," *Journal of Astronomy and Space Sciences*, Vol. 25, No. 2, 2008, pp. 181~198.
- 18) Ortore, E., Cinelli, M. and Circi, C., "A ground track-based approach to design satellite constellations," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 69, 2017, pp. 458~464.
- 19) Wertz, J. R., "Coverage, Responsiveness and Accessibility for Various Responsive Orbits," *Proceeding of 3rd Responsive Space Conference*, 2005, pp. 2005~2001.
- 20) Bruccoleri, C., "Flower constellation optimization and implementation," Dissertation, *Texas A&M University*, 2007.
- 21) Zhang, T. J., Shen, H. X., Li, Z., Qie, H., Cao, J., Li, H. N. and Yang, Y. K., "Restricted constellation design for regional navigation augmentation," *Acta Astronautica*, Vol. 150, 2018, pp. 231~239.
- 22) Davis, J. J. and Mortari, D., "Reducing walker, flower, and streets-of-coverage constellations to a single constellation design framework," *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 143, 2012, pp. 697~712.
- 23) Abdelkhalik, O., Mortari, D. and Park, K. J., "Satellite constellation design for earth observation," *Proceeding of 15th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, 2005, AAS 05-148.
- 24) Campbell, B., Choeg, T., Garas, V. and Mitchell, D., "Summary of Current Ice Characterization Research: Norway/Russia/Europe," *National Petroleum Council*, 2015.
- 25) Florio, S. D., "Reduction of the Response Time of Earth Observation Satellite Constellations using Inter-satellite Links," *Proceeding of SpaceOps 2008 Conference*, 2008.
- 26) Buzzi, P. G., Selva, D., Hitomi, N. and Blackwell, W. J., "Assessment of constellation designs for earth observation: Application to the TROPICS mission," *Acta Astronautica*, Vol. 161, 2019, pp. 166~182
- 27) Paek, S. W., Kim, S. T. and Weck, O., "Optimization of Reconfigurable Satellite Constellations Using Simulated Annealing and Genetic Algorithm," *Sensors*, Vol. 19, No. 765, 2019.
- 28) Lee, H. J., Son, J. H., Kim, H. R., Kim, T. S., Hwang, S. J., Lee, K. H., Park, J. H., Song, S. C. and Oh, H. U., "Mission and System Design for Small SAR Satellite," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2020, pp. 388~391.
- 29) Shin, J. Y. and Park, S. Y., "Small Satellite Constellation Design with Optimal Orbital Inclination for Single and Multiple Targets," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, July 2020, pp. 34~35.
- 30) Kim, H., No, T. S., Jung, O., Chung, D. and Choi, J., "Optimization of Sun-synchronous Spacecraft Constellation Orbits," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 2, 2015, pp. 141~148.
- 31) Razoumny, Y. N., "Route Satellite Constellations for Earth Discontinuous Coverage and Optimal Solution Peculiarities," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 54, No. 3, 2017.
- 32) Shin, J., "Microsatellite constellation design for regional coverage and constellation orbit deployment strategy," Master Thesis, *Yonsei University*, 2021.