



초소형위성체계 운용을 위한 위성궤도요소 분석 및 위성군 배치기법에 대한 고찰

Analysis of Satellite Orbit Elements and Study of Constellation Methods for Micro-satellite System Operation

이성섭^{1*} · 손지혜² · 송영범²

¹세종대학교 우주항공시스템공학부

²위성센터, 한화시스템(주)

Soung Sub Lee^{1*} · Jihae Son² · Youngbum Song²

¹Department of Aerospace System Engineering, Sejong University, Seoul 05006, Korea

²Satellite Center, Hanwha Systems, Co., Ltd.

[요 약]

본 연구는 국가 초소형위성체계가 운용개념에 맞게 효과적으로 임무를 수행하기 위한 위성궤도요소 별 고려사항을 분석하고, 통상적으로 활용되고 있는 위커 기법 대비 지상반복궤적 궤도의 위성배치 기법에 대한 성능을 비교한다. 위성궤도요소 분석에서는 초소형위성군의 고도 후보군, 동결궤도를 통한 궤도 이심율 및 근지점 경도의 활용, 적절한 궤도 경사각 선정의 필요성, 동일한 지상반복궤적을 비행하기 위한 위성군 배치 규칙 등을 제안한다. 이러한 분석 결과를 기반으로 지상반복궤적 궤도의 위성군 배치는 위커 기법과 비교하여 재방문 성능 분석, 글로벌 커버리지 특성, 궤도 일관성 측면에서 우월성이 검증된다.

[Abstract]

This study analyzes considerations for satellite orbit elements for the national micro-satellite system to effectively perform its mission in accordance with the operational concept, and compares the conventionally used Walker method to improve the performance of the satellite constellation method of the repeating ground track orbit. In satellite orbit element analysis, altitude candidate values of micro-satellite system, use of eccentricity and argument of perigee through frozen orbit, necessity of selection of appropriate orbit inclination, and satellite phasing rules for flying the same repeating ground track orbit are proposed. Based on these analysis results, the superiority of the constellation method of the repeating ground track orbit compared to the Walker method is verified in terms of revisit performance analysis, global coverage characteristics, and orbit consistency.

Key word : Micro-satellite system, Repeating ground track orbit, Walker method, Revisit performance, Orbit consistency, Satellite constellation.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2023.27.4.337>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 20 July 2023; Revised 10 August 2023

Accepted (Publication) 21 August 2023 (30 August 2023)

*Corresponding Author; Soung Sub Lee

Tel: +82-2-3408-4403

E-mail: spacein0320@sejong.ac.kr

I. 서론

2020년대에 접어들면서 위성 개발의 추세가 위성의 크기와 수량적 측면에서 패러다임이 변화되고 있다[1]. 위성의 크기 면에서는 Nano급이나 Micro급 위성의 개발 및 운용이 급증하고 있고 운용면에서는 위성 임무의 다양성이 증가하고 있다. 특히 기존의 주류를 이루었던 중소형급 위성보다 기술집약적으로 작은 크기 위성의 활용성이 증대되면서, 저비용 다수위성을 이용한 위성군의 필요성이 크게 요구되어지고 있다. 가장 대표적인 사례가 우주나라에서 추진중인 40여기로 구성된 국가 초소형위성체계 사업이다. 이 사업의 목적은 특정지역에 대한 감시정찰능력 강화를 위해 SAR(Synthetic Aperture Radar, 합성개구레이다) 탑재체 위성을 활용하여 특정지역을 주기적으로 관측하며, 관측주기는 지휘관의 결심주기와 맞물려 지휘통제체계를 최적화는데 목적이 있다[2].

본 연구는 이러한 초소형위성체계가 운용개념에 맞게 효과적으로 운용하기 위해 고려해야 할 위성궤도요소의 특성을 상세히 분석하고, 이를 기반으로 위성군 배치기법 적용에 따른 장단점을 비교 분석하였다. 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 초소형위성체계의 운용개념을 살펴보고, 3장에서는 위성군 궤도설계를 위한 6개의 궤도요소의 특징을 면밀히 분석하였으며 4장에서는 잘 알려진 Walker 기법과 지상반복궤적 궤도 배치기법의 모의실험결과를 비교 분석하였다. 5장에서는 본 논문의 결론 및 향후 연구방향에 대해서 설명한다.

II. 초소형위성체계 운용개념

지난 수십년 동안 아시아 태평양 지역안보는 냉전, 북한의 핵개발, 각국의 군사력 증강, 미·중 갈등 심화 등의 다양한 상황속에서 역동적으로 변해왔으며, 이러한 안보환경은 전통적인 지역적 위협의 성격을 광범위하고, 다양하며, 불특정적인 글로벌적 성격으로 변화시키고 있다. 이러한 지역적 위협의 변화에 효과적으로 대응하기 위해서는 임의의 장소와 시간에서 발생될 수 있는 위협에 대해 신속한 작전수행이 가능하도록 지휘통제체계를 구축하는 것이다. 군사적 목적뿐만 아니라 기업 등에서 많이 사용되는 OODA(Observe, Orient, Decide, Act) 루프의 활용은 이와같은 요구사항을 충족시킬 수 있다. OODA 루프는 미공군의 F-16 조종사인 존보이드 대령이 다양한 비행작전환경에서 적과 싸워 이길 수 있는 효과적인 전략의 일환으로 개발한 개념으로, 다양하고 불확실한 환경에서 개인과 조직이 승리할 수 있는 전략으로 널리 알려져 있다.

초소형위성체계는 지역적 위협에 대한 우주자산의 신속한 전력투사를 위해 위성군을 활용한 감시정찰능력 강화를 통해 OODA 루프를 최적화하는데 목적이 있다. OODA 루프는 Inner 루프와 Outer 루프로 구성된다. Inner 루프는 관찰→인식→결심→관찰의 순환구조를 따르며, Outer 루프는 관찰→인식→결심

→행동의 순환구조로 이루어진다. 이러한 순환과정은 위협의 불확실성 등으로 최소 1~2회 이상 반복된다. 특히 Inner 루프의 경우는 지연요소가 적고, 불완전한 정보이지만 빠른 루프를 통해 신속한 의사결정 지원이 필요한 특징을 가지고 있다.

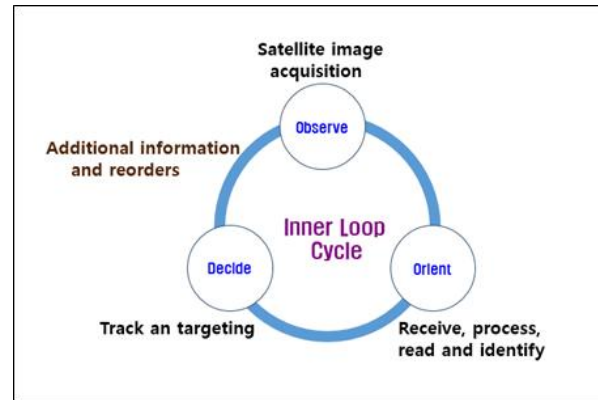


그림 1. Inner 루프의 영상획득 순환구조
Fig. 1. Decision cycle of inner loop

초소형위성체계의 운용목적은 평균재방문주기와 Inner 루프를 맞물려 적시적인 정보수집을 할 수 있도록 결심주기를 최적화하는데 있다. 그림 1에서 보는 바와 같이, 임의의 지역의 관심표적에 대한 위성군의 감시정찰 사이클을 보면, 위성영상을 촬영하는데 약 5~10분이 소요되고, 이를 지상수신소에서 수신처리하는데 약 5분이 걸린다. 다음 단계로 결심주기의 중요한 변수 역할을 하는 표적의 관독·식별의 단계는 일반적으로 수시간에서 수일이 요구된다. 그러나, 이러한 지연시간을 인공지능, 빅데이터 등을 활용해 수분내로 단축하는 것이다. 마지막 단계로 지휘관이 표적화 및 결심을 하는데 약 15분이 소요된다. 따라서, 위성군의 감시정찰주기와 지휘통제체계를 맞물리기 위해서는 최소 약 30분 + α 가 필요하다.

III. 초소형위성체계 위성궤도 분석

본 절에서는 전술한 초소형위성체계의 운용개념을 달성하기 위해 고려되어야 할 6개의 위성궤도요소($a, e, i, \Omega, \omega, M_0$)별 특성을 분석한다.

3-1 궤도 장반경 (a)

위성궤도의 근지점과 원지점의 평균값으로, 원궤도의 경우는 지구 중심과 위성과의 거리를 나타낸다. 궤도 장반경은 위성군의 고도를 의미하며 위성군의 궤도배치 방법이 워커(Walker) 기법을 활용하느냐 지상반복궤적(repeating ground track) 궤도를 사용하느냐에 따라 위성군 운용의 재방문성능 및 임무목적 달성에 중요한 요소로 작용한다.

워커 기법은 지구의 구면체에 대해서 지구의 회전을 고려하

지 않고 위성궤도를 일정한 간격으로 균등하게 배치하는 방법으로, 경사각 i , 전체위성수 t , 궤도면수 p , 위성간의 위상차 f 로 구성된 위성배치 파라미터($i: t/p/f$)에 고도의 정의가 포함되지 않는다. 따라서, 임무설계자는 위키기법 적용을 위한 위성궤도 설계시 탑재체의 성능 등을 고려하여 고도를 임의로 설정을 한다. 이러한 이유로 지표면상의 관측표적과 위성간의 상관관계는 크게 중요한 요소로 작용하지 않는다.

다른 한편으로, 지상반복궤적 궤도의 고도는 지구와 위성의 회전 각속도 비인 궤도주파수 γ 로 정의한다[3].

$$n + \dot{M} + \dot{\omega} = \gamma(\omega_{\oplus} - \dot{\Omega}) \quad (1)$$

여기서 n 은 위성의 평균운동, \dot{M} 는 평균운동의 변화량, $\dot{\omega}$ 는 근지점의 변화량, ω_{\oplus} 는 지구의 회전속도, $\dot{\Omega}$ 는 승교점의 변화량이다. 공식 (1)에서 각 J_2 섭동 항은 다음과 같다.

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}n J_2 \left(\frac{R_e}{p}\right)^2 \cos i \quad (2a)$$

$$\dot{\omega} = \frac{1}{2}n J_2 \left(\frac{R_e}{p}\right)^2 (4 - 5 \sin^2 i) \quad (2b)$$

$$\dot{M} = n + \frac{3}{4}n J_2 \left(\frac{R_e}{p}\right)^2 \sqrt{1 - e^2} (3 \cos^2 i - 1) \quad (2c)$$

공식 (2)에서 $p = a(1 - e^2)$ 이고, R_e 는 지구반경이며, $J_2 = 0.00108263$ 이다. 궤도주파수 γ 는 nodal day N_q 와 위성의 회전수 N_p 간의 분수로 이루어진다.

$$\gamma = \frac{N_p}{N_q} \quad (3)$$

공식 (3)에서 N_p, N_q 는 서로소인 자연수이다. 그리고, 지상반복궤적의 고도(h)는 임의의 초기고도 설정으로부터 수치적인 반복과정을 통해 N_p, N_q 의 함수로 쉽게 구할 수 있다.

$$h = \mu^{\frac{1}{3}} \left[\frac{N_p}{N_q} (\omega_{\oplus} - \dot{\Omega}) - (\dot{M} + \dot{\omega}) \right]^{-\frac{2}{3}} - R_e \quad (4)$$

표 1은 초소형위성체계 사업 추진 간에 현재 고려되고 있는 운용고도 범위인 $500 \pm 10 \text{ km}$ 구간에서 N_q 를 1~36일 사이로 하였을 때 지상반복궤적 궤도($i = 43^\circ$)에 대한 고도 후보군을 보여준다. 궤도주파수의 특성을 좀 더 살펴보면, nodal day N_q 는 지상반복궤적이 반복되는 시간을 의미하며, 이는 임무운용자가 초소형위성군의 관측 표적영상을 주기적으로 획득 및 분

석할 수 있는 기간과 동일하다. 즉 임무운용자의 임무분석기간이다.

표 1. 초소형위성체계의 지상반복궤적 고도 후보군
Table 1. RGT orbit altitude candidate group

N_p	N_q	$h(km)$	N_p	N_q	$h(km)$
15	1	490.4813	419	28	501.7853
254	17	509.1227	434	29	501.3948
269	18	508.0840	449	30	501.0303
284	19	507.1549	464	31	500.6894
299	20	506.3190	479	32	500.3699
314	21	505.5629	493	33	509.6894
329	22	504.8757	494	33	500.0698
344	23	504.2484	509	34	499.7873
359	24	503.6734	523	35	508.5885
374	25	503.1446	524	35	499.5210
389	26	502.6566	539	36	499.2695
404	27	502.2048			

표 1에서 임무분석기간이 가장 짧은 고도는 $\gamma = 15$ ($N_p = 15, N_q = 1$)인 490.4819km이며 다른 궤도주파수는 17 일 이상의 임무분석기간을 가진다. 초소형위성체계의 운용개념인 표적에 대한 징후감시 목적을 고려해 볼 때 짧은 임무분석기간이 중요하며, 임무고도 500km 부근에서 어느 정도의 임무분석기간을 가지고 초소형위성군을 운용할 것인가는 임무운용자가 임무고도를 결정하는데 중요한 요소이다.

3-2 이심률(e)과 근지점 경도(w)

초소형위성군의 궤도설계시 이심률과 근지점 경도는 동시에 고려되어야한다. 이심률은 위성궤도의 찌그러짐 정도를 나타내며, 근지점 경도는 궤도면내에서 근지점의 방향을 의미한다. 일반적으로 지구관측위성의 궤도설계는 통상적으로 원형궤도를 추구한다. 그러나, 실제 임무시 완전한 원형궤도의 운용은 제한적이다. 이에 대한 해결방안으로 동결궤도(frozen orbit)를 운용하는 것이다.

동결궤도는 이심률과 근지점 경도의 장기적인 변화가 없는 특징을 가진다. 동결궤도의 설계는 주어진 장반경과 경사각에 의해 다음의 비선형 섭동방정식을 만족하는 이심률과 근지점 경도의 값의 선택에 의해 구해진다[4].

$$\frac{de}{dt} = \frac{3}{2} \frac{J_3 r_{eq}^3}{p^3} (1 - e^2) n \sin i \cos \omega \left(\frac{5}{4} \sin^2 i - 1 \right) = 0 \quad (5a)$$

$$\frac{dw}{dt} = \frac{3}{2} \frac{J_2 r_{eq}^3}{p^2} n \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) - \frac{3}{2} \frac{J_3 r_{eq}^3 \sin \omega}{p^3 e \sin i} n \left\{ \left(\frac{5}{4} \sin^2 i - 1 \right) \sin^2 i + e^2 \left(1 - \frac{35}{4} \sin^2 i \cos^2 i \right) \right\} = 0 \quad (5b)$$

그공식 (5)에서 J_3 값은 -2.5327×10^{-6} 이며, 근지점 경도 값은 90° 및 270° 일 때 이심률의 섭동 변화가 0이 되는 것을 확인

할 수 있다.

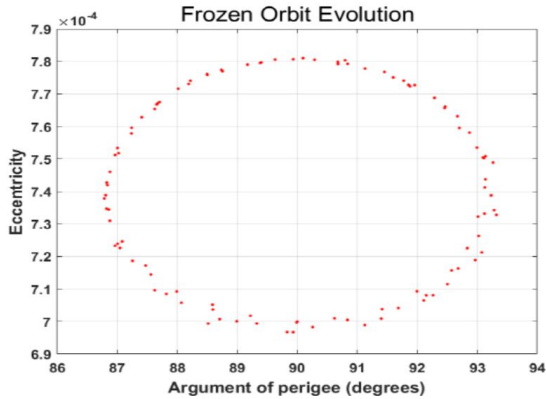


그림 2. 동결고도 이심률 및 근지점 경도
 Fig. 2. Eccentricity and argumetn of perigee of frozen orbit

표 2. 초소형위성군 동결고도 모의실험 제원
 Table 2. Frozen orbit simulation data

고도 (km)	경사각 (°)	이심률	근지점 경도 (°)	시간 (일)
490.4813	43	0.0007	90	1,000

그림 2는 표 2의 초소형위성군 제원에 대한 동결궤도의 이심률과 근지점 경도간의 변화를 보여준다. 궤도요소의 진화는 초기 값 ($e = 0.0007, \omega = 90^\circ$)로 부터 시계방향으로 회전하며, 본 궤도제원의 동결궤도 이심률은 근지점 경도 90° 에 대하여 0.00074이다.

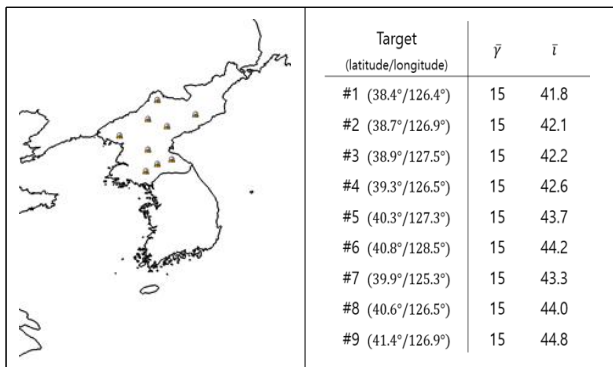


그림 3. 유전자 알고리즘에 의한 BMOA 9개 표적에 대한 최대 접근횟수를 가지는 궤도주파수 및 경사각 최적해
 Fig. 3. Orbit frequency and Inclination optimization solution with maximum number of accesses to BMOA 9 targets by genetic algorithm

3-3 궤도 경사각 (i)

위성의 궤도 경사각은 적도면과 궤도면이 이루는 각으로, 초소형위성체계의 주요 관심 표적들은 지구의 중위도 부근에 위치하고 있어 효과적인 표적 관측을 위해서는 경사각 선정이 중요하다. 일반적으로 경사각은 표적의 위도 +3 ~ 5°로 설정 시 관측표적에 대해 최적의 재방문 성능을 가진다[5].

그림 3은 북한 지역의 9개 BMOA(Ballistic Missile Operation Area)에 대해서 MATLAB 기반의 유전자 알고리즘과 상용프로그램인 STK(Systems Tool Kit) 연동을 통해 구한 최대 접근횟수(access number)를 가지는 경사각을 찾은 결과이다. 그림 3에서 보는 바와 같이 대략적으로 각 표적의 위도 + 4° 정도의 경사각을 최적해로 찾는 것을 확인할 수 있다.

본 절에서는 위성군 배치시 표적의 분포에 따른 경사각의 영향을 보다 더 상세히 살펴보고자 한다. 통상적으로 임무운용자는 위커 기법 등을 활용하여 위성군 배치를 할 때 표적을 모두 관측할 수 있는 하나의 경사각을 선택한다. 하지만, 지구 표면에 투사된 위성궤도의 지상궤적은 황적으로 대칭적이지만 중적으로 비대칭적인 특성을 가지고 있어, 표적이 적도쪽으로 위치할수록 재방문 성능이 저하된다. 이러한 기하학적 특성 때문에 위성군 배치시 하나의 경사각을 사용하는 것은 넓게 분포된 표적의 재방문 성능에 영향을 미친다.

그림 4는 경도 $-60^\circ \sim 60^\circ$, 위도 $0^\circ \sim 60^\circ$ 사이에 균일하게 분포된 랜덤 표적(30,50,70,100개)에 대해 1~8개의 표적군으로 그룹화하여 위성배치하였고, 이에 따른 표적별 원하는 평균 재방문주기 30분 달성을 위한 최적의 위성 수 결과를 보여준다. 최적의 위성수 도출은 MATLAB의 최적화 내장함수를 활용하였다. 위성군 설계를 위한 지상반복궤적 궤도는 $N_q = 18, N_p = 269$ 이고, 경사각은 군집화된 표적 그룹의 최상위 표적 위도 + 4°로 설정하였다. 그리고, 위성군의 SAR 탑재체의 고도각(elevation angle)은 $30^\circ \sim 50^\circ$ 로 가정하였다.

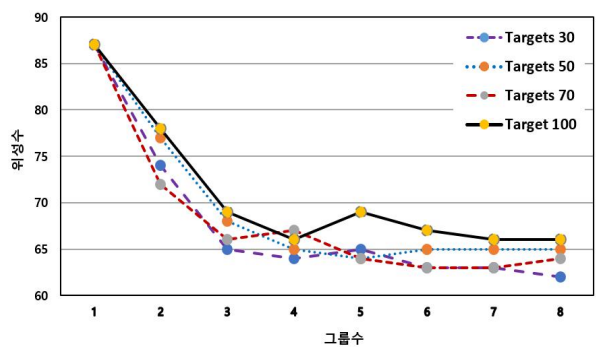


그림 4. 표적 그룹화(G = 1,...,8)에 따른 위성수
 Fig. 4. Number of satellites by target group(G=1,...,8)

그림 4는 x축인 표적 그룹의 수 G에 따른 최적의 위성 수(y축)를 보여준다. G=1의 경우 전체 표적의 수와 무관하게 각 표적의 재방문성능 30분 달성을 위해 87대의 위성이 필요하다. 이 결과는 위커 위성배치기법과 같이 별도의 그룹화 없이 동일한 경사각으로 위성배치를 할 경우, 각 표적 별 재방문 성능 달

성을 위해 필요 이상으로 과도한 위성수가 요구된다는 의미이다. 반면에 표적의 그룹핑, 즉 G값이 증가함에 따라 재방문 성능 달성을 위한 위성수는 점차적으로 감소한다. 또한 G=3~5 이상에서 위성수가 65 + a 정도의 최적 위성수 해가 유지되는 것을 관찰할 수 있으며, 이는 표적 그룹을 더 증가하더라도 위성수는 3~5개의 군집화 수준을 유지한다는 의미이다. 결과적으로 표적을 고려한 위성배치 시 표적의 분포형태에 따라 다르지만 하나의 경사각을 사용하는 것보다 지상궤적의 기하학적 특성을 고려하여 다수의 경사각을 활용하는 것이 위성수를 줄이는데 도움이 된다.

3-4 승교점 경도(Ω) 및 평균 근점이각(M₀)

승교점 경도는 적도면 내에서 춘분점과 승교점 사이의 각이고, 평균 근점이각은 특정시간에서 위성의 위치를 의미한다. 승교점 경도와 평균 근점이각은 효과적인 위성군 배치를 위해서 상호 밀접한 관계가 있다. 위커 기법의 경우는 지구의 구면에 대해 위성군을 일정한 간격으로 균등하게 배치하는 것이 목적이기 때문에 승교점 경도 및 평균 근점이각의 값이 전체 위성수와 궤도면 수에 의해 결정이 된다.

반면에, 지상반복궤적의 궤도를 활용할 경우 효과적인 위성군 배치 방법은 재방문 성능 향상 및 궤도 일관성 확보를 위해 위성군이 동일한 지상반복궤적을 비행하도록 설계하는 것이다. 이를 위해서는 다음의 위성궤도 주기조건(periodic condition)을 만족해야한다[3].

$$\frac{M_0}{\Omega} = \frac{M_0 - \gamma(\omega_{\oplus} - \dot{\Omega})P_t}{\Omega + (\omega_{\oplus} - \dot{\Omega})P_t} = constant \quad (6)$$

공식 (6)에서 P_t는 위성의 궤도주기이다. 또한, 공식 (6)은 다음과 같은 간단한 관계식을 갖는다.

$$M_0 = -\gamma\Omega \quad (7)$$

그리고, 공식 (7)을 N_s개의 위성들이 동일한 지상반복궤적을 비행하도록 하는 위성배치규칙으로 표현한다면 다음과 같다.

$$\Omega_k = \Omega_1 + \Theta(k-1), \quad k=1,2,3...N_s \quad (8a)$$

$$M_{k0} = M_{10} - \frac{N_p}{N_q}\Theta(k-1) \quad (8b)$$

그러나, 공식 (8)은 위성군이 동일한 지상반복궤적을 비행하도록 설계하기 위해서는 위성수(k개) 만큼 궤도면이 필요하다는 제한사항을 가진다. 이러한 제한사항을 해결하기 위해 지상반복궤적의 궤도 배치규칙에 상대적 궤도호환성(relative orbit compatibility)의 원리를 적용하여 위커 기법과 동일한 형태로 위성수 N_s를 균등하게 배치를 할 수 있다. 관련된 위성배치규

칙은 다음과 같다.

$$\Omega_k = \Omega_1 + \frac{2\pi}{N_s}N_q(k-1) \quad (9a)$$

$$M_{k0} = M_{10} - \frac{2\pi}{N_s}N_p(k-1) \quad (9b)$$

공식 (9)의 위성배치규칙은 위성군이 위커 기법과 같이 지구 중심관성좌표계(ECI : Earth-Centered Inertial)에서 균등한 간격으로 배치되면서, 동시에 위커기법과 다르게 지구중심지구고정좌표계(ECEF : Earth-Centered Earth-Fixed)에서도 동일한 지상반복궤적을 갖는다. 공식 (9)는 위커 기법과 글로벌 커버리지 특성 및 궤도 일관성 비교 분석을 위해 5장에서 활용될 것이다.

IV. 궤도설계 최적화 문제

본 절에서는 초소형위성체계의 재방문 성능을 향상시키기 위해 최적화 문제를 적용할 시 고려되어야 할 사항에 대해서 살펴보고자 한다. 일반적으로 위커 기법[6,7]을 활용하여 최적화 문제를 적용할 경우, 궤도면[8], 위성수[9,10], 커버리지 성능[11] 등을 고려하여 최적해를 찾는 연구노력이 수행되어져 왔다. 그러나, 위커 기법의 경우는 지상반복궤적 궤도와 다르게 대상 관측 표적에 대해 지상궤적이 편류되는 것을 허용하기 때문에 일관성 있는 접근 횟수(access number) 기반의 최적화 문제 적용이 어렵다. 반면에, 지상반복궤적 궤도는 임무분석기간 동안 대상 표적에 대해 일관성 있는 궤적과 접근성을 반복적으로 가지기 때문에 다양한 최적화 문제를 적용하는데 유용하다.

통상적으로 지상반복궤적 궤도는 관측 표적에 대한 접근 횟수가 반복적인 특성을 가지고 있어, 하나의 표적에 최적화 설계를 한다면 해당 표적에 대한 명백한 접근 (apparent access, A_k) 횟수와 다른 표적에 대한 상대적 접근(relative access, R_{jk, j ≠ k}) 횟수의 총합으로 접근횟수가 계산되어 진다[12]. 이러한 상관관계는 표적과 위성의 일련번호 k=1,2,3,...,m라 할 때, 표 3과 같이 m × m 접근 매트릭스(access matrix)로 나타낼 수 있다.

	S ₁	S ₂	S ₃	...	S _m
TGT # 1	A ₁	R ₁₂	R ₁₃	...	R _{1m}
TGT # 2	R ₂₁	A ₂	R ₂₃	...	R _{2m}
TGT # 3	R ₃₁	R ₃₂	A ₃	...	R _{3m}
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
TGT # m	R _{m1}	R _{m2}	R _{m3}	...	A _m

그림 5. m × m 접근 매트릭스

Fig. 5. m × m access matrix

그림 5의 접근 매트릭스는 각 표적별 재방문 성능 달성을 위한 최적의 위성수를 구하기 위한 선형연립방정식의 형태로 활용이 가능하다. 따라서, 표적별 원하는 재방문 성능 달성을 위

한 위성수는 부등식(inequality) 제한조건이 있는 최적화 문제로 풀수 있으며, 일반적인 목적함수는 전체 위성수 조합을 최소화 하는 관계식의 형태를 가진다.

$$f = \sum_{k=1}^m S_k \tag{10}$$

그리고, 구속조건은 다음과 같다.

$$A_j S_j + \sum_{k=1}^m R_{jk} S_k \leq \bar{\chi}_k \tag{11}$$

공식 (11)에서 아래첨자 j 는 위성과 표적의 일련번호가 같은 것을 의미하며, $\bar{\chi}_k$ 는 각 표적별 원하는 평균재방문 성능지수로 다음과 같이 계산을 한다.

$$\bar{\chi}_k = \frac{1440 \cdot N_q}{T_r} \tag{12}$$

여기서, T_r 은 원하는 평균재방문시간(분)이다.

V. 초소형위성체계 궤도설계 비교분석

본 절에서는 진술한 초소형위성체계 임무 설계 시 고려되는 각 궤도요소의 특성을 기반으로 위커 기법과 지상반복궤적 궤도 배치기법에 대해 재방문 성능, 글로벌 커버리지 특성, 궤도 일관성 측면에서 상호 비교분석을 한다.

5-1 재방문 성능 분석

북한 지역의 BMOA 9개 표적에 대해 지상반복궤적 궤도 최적화 설계를 하였고, 이 결과와 위커 기법 간에 평균 재방문 주기 및 재방문 성능의 contour 분포 특성을 비교 분석하였다. 지상반복궤적 궤도의 최적화 해는 MATLAB의 내장함수인 ‘ga’ 유전자 알고리즘과 상용프로그램인 STK(Systems Tool Kit) 기반으로 $\gamma=15$ 의 고도에 대해 총 28개의 위성 조합 (7, 0, 1, 1, 7, 4, 5, 0, 3)을 구했으며, 위커 기법은 유사한 임무조건을 가지도록 28대의 위성에 대해 동일한 SAR(Synthetic Aperture Radar)센서 제원으로 고도 490km, 위성배치 파라미터는 43: 28/7/1로 설계하였다.

그림 6에서 보는 바와 같이, 지상반복궤적 궤도의 최적화 설계는 9개 표적에 대해 평균재방문주기 30분 이내로 유지되는 반면, 위커 기법의 경우는 #5, 6, 8 표적은 지상궤적의 상단 부분에 위치하고 있어 30분 이내의 평균 재방문 주기 달성이 가능 하지만 하단부분에 위치한 표적의 경우는 목표 재방문 성능을 달성하지 못한다. 이는 위성 궤적의 상단 부분은 조밀하고 하단 부분은 넓어지는 기하학적 특성이 원인이다. 이러한 특성은 그

림 7의 재방문 성능 contour 분포를 보면 더 명확히 확인이 된다. 위커 기법은 재방문 성능 분포가 횡적인 띠의 특성을 보이는 반면 지상반복궤적 궤도는 각 표적에 위성궤적이 맞춤화되어 재방문 성능이 좋은 부분은 표적부분에 일치되어 분포되는 것을 볼 수 있다.

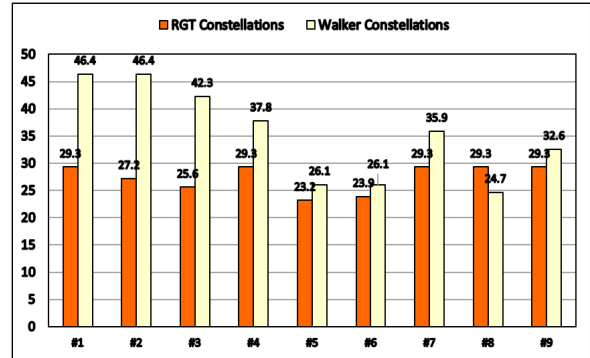


그림 6. 두 위성배치기법의 평균재방문주기 비교 결과
Fig. 6. Comparison of the average revisit time of the two methods

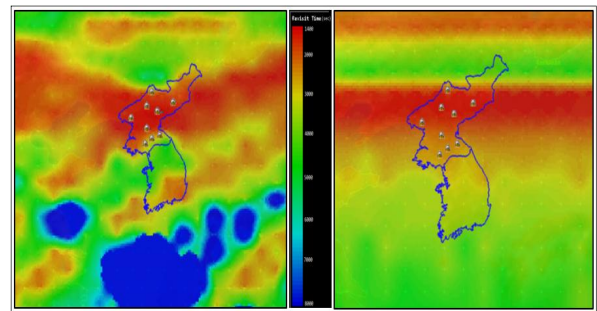


그림 7. 재방문 성능 contour 비교 결과 :
좌) 지상반복궤적 궤도 배치기법 우) 위커 배치기법
Fig. 7. Revisit performance contour comparison result
left) RGT method right) Walker method

5-2 글로벌 커버리지 특성 분석

본 절에서는 위성군의 글로벌 커버리지 특성 분석을 위하여 공식 (9)의 위성배치규칙을 활용한 지상반복궤적 궤도설계와 위커 기법 간의 재방문 성능 민감도를 STK의 Figures of Merit 결과를 통해 비교하였다. 두 기법의 공통된 특징은 위성군이 구면체 상에 균등하게 분포되면서 대칭적인 특성을 가진다. 이러한 특성을 활용하여 유사한 고도를 가진 두 기법의 특정 궤도에 대해 하나의 표적을 동일한 경도상에 0 ~ 43° 까지 1° 간격으로 표적의 위도를 변경하면서 두 기법 간의 평균 재방문 주기 및 시스템 응답주기 값을 비교하면서 글로벌 커버리지 특성의 민감도를 분석하였다.

그림 8a를 보면, 평균재방문주기는 두 기법간 상대값들이 전반적으로 0-400초 이내로 유지되나, 위커 기법의 경우 저위도 표적에 대해 상대값의 차이가 다소 큰 것을 확인할 수 있다. 그

리고, 그림 8b의 시스템 응답주기는 워커 기법의 경우 지상반복 궤적 궤도 대비하여 특정 위도에서 상대값이 되는 현상이 나타나는데 이는 다음 절에서 설명될 위성궤도의 궤도 일관성 영향으로 분석이 된다.

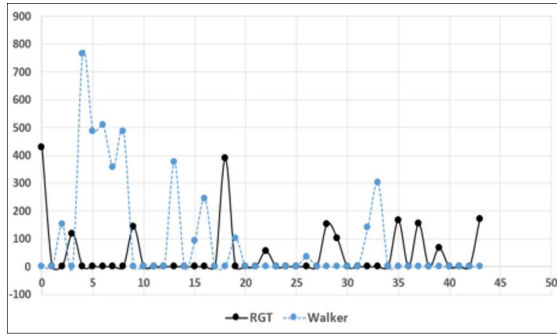


그림 8a. 평균 재방문주기 민감도 비교
Fig. 8a. Average revisit time sensitivity comparison

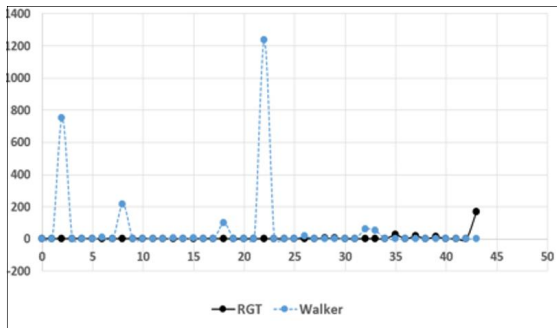


그림 8b. 시스템응답주기 민감도 비교
Fig. 8b. System response time sensitivity comparison

5-3 궤도 일관성 분석

본 절에서는 두 기법간의 궤도 일관성을 비교한다. 비교 분석을 위하여 표 3에서 보는 바와 같이 평균 근점이각을 제외한 모든 조건을 동일하게 설정하였다. 즉, 8개의 궤도면에 3개의 위성을 균등하게 배치하였다.

표 3. 두 기법간 모의실험 제원(고도 : 597.7558km)
Table 3. Simulation data of two methods(altitude: 597.7558km)

지상반복궤적 궤도 제원				워커 기법 제원			
$i(^{\circ})$	N_s	N_p	N_q	$i(^{\circ})$	t	p	f
43	24	44	3	43	24	8	1

공식(9)에 의해 설계된 지상반복궤적 궤도는 24개의 위성이 8개 궤도면과 1개의 지상반복궤적을 가진다. 반면에 워커 기법은 24개의 위성이 8개의 궤도면과 8개의 지상반복궤적을 가진다. 두 기법의 차이는 그림 9a에서 보는 바와 같이 동일한 승교점 분포를 가졌더라도 평균 근점이각의 분포가 다르기 때문에

궤도설계의 특성이 다르게 나타난다. 그림 9b는 두 기법 간의 궤도 일관성의 차이를 명확히 확인할 수 있다. 하나의 특정 표적(경도 127.978°, 위도 37.5665°)에 대해 지상반복궤적 궤도의 고도각은 임무분석기간 동안 3개의 값을 주기적이고 반복적으로 가지는 반면에, 워커 기법은 표적 접근 시 마다 고도각이 계속하여 변화가 되는 것을 볼 수 있다. 이는 워커 기법 대비 지상반복궤적 궤도 설계가 궤도 일관성 면에서 우수한 성능을 가진다는 것을 입증하는 것이다.

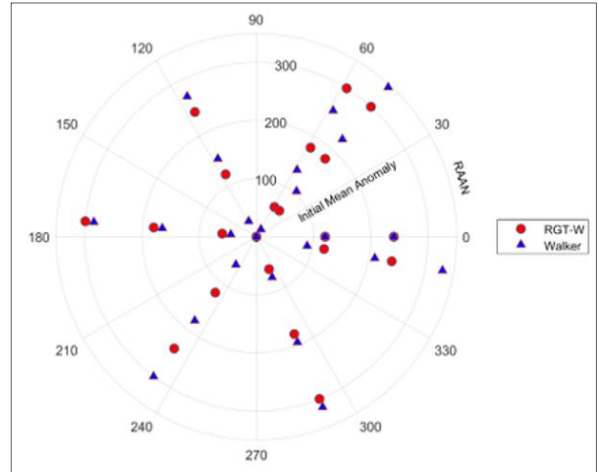


그림 9a. 승교점 경도와 평균 근점이각의 분포
Fig. 9a. Distribution of ascending node and mean anomaly

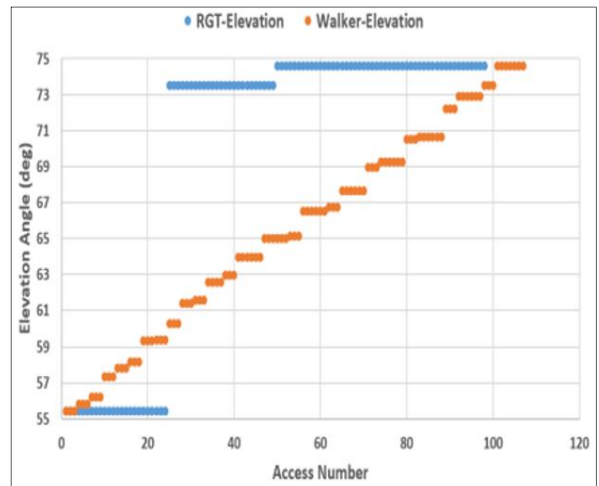


그림 9b. 임무분석기간 동안 두 기법의 고도각 비교
Fig. 9b. Comparison of elevation angles of the two methods during the mission analysis period

VI. 결론

본 연구에서 초소형위성군 운용을 위한 6개 궤도요소에 대한 세밀한 분석을 수행하였다. 궤도 장반경의 경우는 고도 선정

시 임무분석기간을 고려하는 것이 중요하며, 특히 1~36일의 임무분석기간에서 가장 짧은 임무분석기간을 갖는 궤도주파수는 $\gamma=15$ 인 490.4813km로 확인되었다. 궤도 이심률 및 근지점 경도는 동결궤도의 활용이 중요하며, 궤도주파수 $\gamma=15$ 를 활용시 근지점 경도 90° 에서 이심률은 0.00074이다. 그리고 궤도 경사각의 경우는 관측 표적의 분포를 고려하여 최상위 표적 위도 + 4° 가 추천되며, 표적에 대한 효과적인 재방문 성능을 발휘하기 위해서는 하나의 경사각보다는 3~5개의 경사각 활용이 유리하다. 또한, 본 연구에서 제안하는 승교점 경도와 평균 근점이각의 위성배치규칙을 활용하여 위성군이 동일한 지상반복궤적을 비행할 수 있도록 설계가 가능하다.

이러한 분석결과를 기반으로, 위협에 대한 징후감시를 목적으로 하는 초소형위성체계 운용개념 달성을 위해 지상반복궤적 궤도의 활용이 효과적이다. 통상적으로 사용하는 위커 기법의 경우는 표적에 대한 지상궤적의 편류를 허용하기 때문에 일관성 있는 표적 관측이 제한되어, 지상반복궤적 궤도의 활용으로 이러한 단점을 보완할 수 있다. 지상반복궤적 궤도는 위커기법 대비 표적별 최적화 기법 적용이 우수하여 표적의 재방문 성능 향상을 위한 맞춤형 궤도설계가 가능하다. 또한, 글로벌 커버리지 측면에서 평균재방문주기 및 시스템응답주기의 민감도가 우월하고, 궤도일관성 면에서 탁월한 성능을 보여준다.

Acknowledgments

본 연구는 2023년도 한화시스템(주)의 재원을 지원 받아 이루어진 연구로서, 관계부처에 감사드립니다.

References

- [1] G. Curzi, D. Modenini, and P. Tortora, "Large constellations of small satellites: A survey of near future challenges and missions", *Aerospace*, Vol. 133, pp. 1-18, Sep. 2020.
- [2] S. S. Lee, "Paradigm Change in Satellite Constellation considering the Strategic Environment of the Korean Peninsula", *KSAS 2022 Spring Conference*. Jul. 2022.
- [3] S. S. Lee, "Closed-form solution of repeat ground track orbit design and constellation deployment strategy", *Acta Astronaut*, Vol 180, pp. 588-595, Mar. 2021.
- [4] C. D. Eagle, "Frozen Orbit Design", *Orbital Mechanics with Numerit 5*, Apr. 2012.
- [5] Fu. X., Wu. M., and Tang. Y., "Design and maintenance of Low-Earth repeat-ground track successive-coverage orbit", *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 35, No.2, pp. 686-691, Mar. 2012.
- [6] J.G. Walker, "Circular orbit patterns providing continuous whole earth coverage", *Royal Aircraft Establishment Technical Report 70211*, Nov. 1970.
- [7] J.G. Walker, "Continuous whole earth coverage by circular orbit satellite patterns", *Royal Aircraft Establishment Technical Report 77044*, Mar. 1977.
- [8] T.J. Lang, "Symmetric circular orbit satellite constellations for continuous global coverage", *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Kalispell, MT, U.S.A., 1987.
- [9] T.J. Lang, and W.S. Adams, "A comparison of satellite constellations for continuous global coverage, in: Mission Design & Implementation of Satellite Constellations", *Dordrecht*, pp. 51-62, 1998.
- [10] L. Rider, "Optimized polar orbit constellations for redundant earth coverage", *J. Astronaut. Sci.* Vol. 33, pp. 147-161, 1985.
- [11] E. Lansard, and J. Palmade, "Satellite constellation design: Searching for global cost-efficiency trade-offs, in: Mission Design & Implementation of Satellite Constellations", *Dordrecht*, pp. 23-31, 1998.
- [12] S. S. Lee, "Target-Oriented Satellite Constellation Method for Revisit Performance", *IEEE TRANSACTIONS ON GEOSCIENCE AND REMOTE SENSING*, Vol. 61, 2023.



이 성 섭 (Song Sub Lee)

2009년 3월 : 미국 버지니아공대 우주공학 박사
2018년 1월 : 국방부 미사일우주정책 과장
2021년 3월 ~ 현재 : 세종대학교 우주항공시스템공학부 교수
※관심분야: 군집위성 궤도설계 및 제어,
머신러닝/딥러닝 기반 위성궤도 역학 등



손 지 혜 (Jihae Son)

2020년 2월: 연세대학교 천문우주학과 석사
2020년 3월 ~ 현재: 한화시스템 우주연구소 재직



송 영 범 (Youngbum Song)

2022년 2월: 연세대학교 천문우주학과 박사
2022년 3월 ~ 현재: 한화시스템 우주연구소 재직