

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(1), 54-62(2017)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.1.54

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

## ISR 임무를 위한 SAR 위성의 군집궤도 배치형상 설계

김홍래, 송수아, 장영근\*

## Design of SAR Satellite Constellation Configuration for ISR Mission

Hongrae Kim, Sua Song and Young-Keun Chang\*

Department of Aerospace & Mechanical Engineering,  
Graduate School, Korea Aerospace University

## ABSTRACT

For the Earth observation satellite for ISR mission, a satellite constellation can be utilized to observe a specific area periodically and ultimately increase the effectiveness of the mission. The Walker-Delta method was applied to design constellation orbits with four satellites, which could detect abnormal activities in AoI(Area of Interest). To evaluate the effectiveness of the mission, a revisiting time was selected as a key requirement. This paper presents the mission analysis process for four SAR satellites constellation as well as the result of constellation configuration design to meet the requirements. Figure of Merits analysis was performed based on algorithm developed. Finally, it was confirmed that the constellation orbit with four different orbital planes is likely to be appropriate for ISR mission.

## 초 록

ISR(Intelligence, Surveillance and Reconnaissance) 임무를 위한 관측위성의 경우 임무 운용개념이 요구되는 동시에 특정 관심영역을 주기적으로 탐지 가능한지에 대한 임무 효율성 분석이 필요하다. 이를 위해서는 군집궤도 형상에 대한 최적설계가 수행되어야 한다. 본 논문에서는 위성군집 형성방법으로 Walker-Delta 방식을 적용하여 특정 관심영역을 탐지하기 위한 군집형상에 대한 분석을 수행하였다. 임무수행의 효율성을 평가하기 위해 재방문주기 성능을 핵심 요구조건으로 선정하였다. 본 연구에서는 4기 SAR(Synthetic Aperture Radar) 위성군집을 적용한 임무분석 과정을 보여주고, 요구조건을 만족시키는 궤도배치 형상결과를 제시하였다. 군집궤도의 성능지수 분석은 개발된 분석 알고리즘을 기반으로 수행하였으며, ISR 임무를 위한 군집궤도 형상은 한 궤도면에 한 기의 위성이 배치되는 4개 궤도면의 형상이 적합한 것으로 분석되었다.

**Key Words** : ISR(감시정보정찰), Satellite Constellation(위성 군집), FoM(성능 지수), SAR (합성개구레이더)

## 1. 서 론

위성 군집궤도는 세계 각국에서 감시정보정찰

(ISR), 단순 관측, 통신 및 기상 등 연속성이 필요한 임무수행에 응용되어 왔으며, 이를 위한 군집위성의 형상과 궤도에 대하여 많은 연구가 이

루어졌다. 군집위성의 형상은 임무 성능에 지대한 영향을 미치기 때문에 군집위성의 운용에 있어서 가장 중요한 인자로 고려되어 왔다.

군집위성의 형상설계 방식으로는 John Walker가 제안한 대칭적인 형태의 Walker-Delta 방식과 비대칭적이며 위성의 관측영역이 중복되도록 설계하는 Walker-Star 방식이 있다. Walker-Star 방식의 경우 전 지구 및 극지방의 커버리지 확보에 장점이 있으나, Walker-Delta 방식에 비해 적도 부근에 대한 커버리지 성능 확보에는 불리한 특성이 있다. 또한 Walker-Delta 방식은 가장 대칭적인 군집궤도를 형성해 주며 관심지역에 대해 주기적 관측이 필요한 경우, 혹은 적은 위성 개수로 임무수행을 할 경우 효율성을 증대시키기 위해 활용될 수 있다[1].

본 논문에서 분석하고자 하는 ISR 임무는 관심지역에 대해 주기적인 관측이 필요하며 관심지역에 대한 평균 재방문주기가 비교적 일정해야 한다. 이에 따라 본 연구에서는 Walker-Delta 방식을 적용하여 주기가 비교적 일정하도록 ISR 임무의 군집궤도 분석을 수행하였다.

저궤도 지구관측위성의 군집궤도 형상설계는 관심지역을 주기적으로 관측이 가능하도록 임무 효율성을 평가하고 이를 극대화시키기 위한 임무 분석에 대한 연구가 필요하다. 현재까지 이에 대한 연구가 지속적으로 수행되어 왔으며, 기존 연구로는 임무 요구조건으로 커버리지 성능 및 재방문주기를 설정하여 임무의 효율성을 향상시키는 연구가 진행된 바 있다[2~4]. 군집위성의 군집형상을 결정하기 위해 목적궤도 진입을 위한 추진제 사용량을 최소화시킬 수 있도록 유전알고리즘을 이용한 연구도 수행되었다[5]. 또한 다목적 최적화 방법을 이용하여 지구관측위성의 해상도를 고려한 재방문주기를 감소시킬 수 있는 군집궤도 형상에 대한 절충분석(Trade-off)을 수행하고 최적의 군집궤도 형상을 결정하는 연구도 수행되었다[6]. 본 연구에서는 이들 연구와는 달리 SAR 센서를 탑재한 4기의 감시정찰위성을 가정하고, ISR 임무수행을 위한 요구조건을 설정하였다. 이를 통해 특정 관심지역에 대해 ISR 임무를 수행하는데 있어 요구조건을 만족하는 군집궤도 형상을 선정하기 위한 연구를 수행하였다.

최근 저궤도에서 운용되는 군 정찰위성의 임무수행에 대한 연구가 활성화되고 있다. 이러한 감시정찰 군집위성의 운용 시 고기동의 자세제어 및 고성능의 센서가 요구되기 때문에 비용이 고려된 제한된 개수의 위성운용이 필요하다. 이를 고려한 선행연구로서 J. E. Draim(1987)이 4기 위

성을 이용, 타원궤도 상의 위성군집을 가정한 전지구 커버리지를 향상시키기 위한 연구를 수행한 바 있다[7]. 또한 본 연구팀에서는 4기의 Walker-Delta 군집위성을 가정한 최적스케줄링 연구를 수행한 바 있으며, 이를 통해 특정 관심영역에 대한 4기 군집위성의 효율성을 확인하였다[8].

본 연구의 목적은 ISR 임무수행을 위한 Walker-Delta 군집궤도의 각 궤도면의 배치형상을 분석하고, 임무 효율성을 향상시킬 수 있는 궤도배치 형상을 제시하는 것이다. 본 연구에서는 4기의 제한된 개수의 SAR 군집위성을 가정하여 성능지수 분석을 수행하였다. 성능지수의 분석은 MATLAB을 이용하여 수행하였으며, 핵심 임무성능지수로 재방문주기를 설정하였다. 재방문주기를 최소화하고 최대재방문주기가 작도록 유전알고리즘을 이용하였다. 마지막으로 이러한 ISR 임무분석 과정에서 군집궤도 설계 시 고려해야 할 사항들에 대해 분석하였다.

## II. 임무 운용개념 및 성능지수 분석 알고리즘

### 2.1 ISR 임무의 운용개념

ISR 임무의 운용개념은 여러 기의 위성 운용을 통해 다수의 관심영역을 주기적으로 탐지 및 식별하는 것이다. 관심영역을 최대한 주기적으로 탐지하면서 관심영역의 동태를 살펴보기 위한 ISR 임무는 해당 관심영역의 각 지점들에 대해 주기적인 감시 정찰이 가능해야 한다.

본 논문에서는 ISR 임무분석을 위해 관심영역은 한반도 이북지역을 선정하였고, 관심영역에 대한 재방문주기가 평균적으로 2시간 이내의 주기적 관측이 가능해야 한다고 가정하였다. 따라서 본 연구에서 설정한 군집위성의 ISR 임무요구조건은 다음과 같다.

- 관심영역 내의 지역 또는 지점에 대해 평균 2시간 이내의 재방문주기 획득
- 2시간 이상의 최악의 재방문주기(Worst Case Revisit Time) 최소화

### 2.2 SAR 군집위성의 운용

#### 2.2.1 SAR 위성의 운용모드

SAR 센서는 전자파를 생성하여 넓은 영역의 연속적인 영상촬영이 가능하며, 기상환경이나 주야 제한 없이 운용할 수 있다는 장점을 가지고

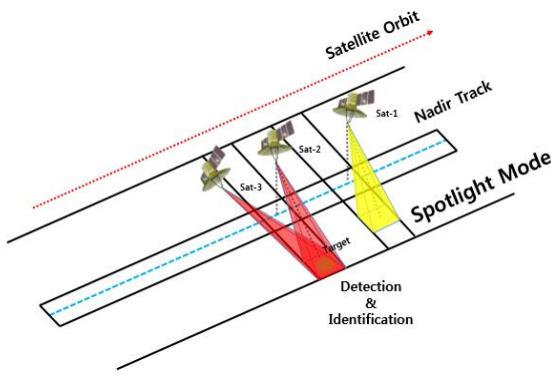


Fig. 1. Operational Concept of Spotlight Mode Using Satellite Constellation

있다[9]. 이 때문에 SAR 위성은 ISR 임무에서 중요한 역할을 수행할 수 있다.

지구관측을 위한 SAR 위성의 영상관측 모드로는 크게 세 가지가 존재한다. 스트립 맵 (Stripmap) 모드는 위성의 지향변화 없이 지상궤적과 평행을 유지하며 넓은 범위를 관측하는 방식이며, 스폿(Spotlight) 모드는 위성의 진행방향을 조정하여 영상 내 고정검출 시간을 증가시키고 고해상도의 영상을 획득할 수 있는 방식이다. 또한 스캔(ScanSAR) 모드는 여러 개의 전자 빔을 조정하여 관측대상지역에 각 빔에 해당하는 관측범위를 생성함으로써 광범위한 탐지가 가능한 방식이다[7].

본 논문에서의 SAR 군집위성은 스폿(고해상도) 모드를 통해 한반도 이북지역의 핵심지역을 관측하여 적의 이상 활동을 식별하는 시나리오로

가정하여 수행된다. 스폿 모드는 다른 관측모드에 비해 관측영역이 넓지 않지만 고해상도의 영상을 획득할 수 있으며, 이를 통해 효율적인 감시정찰이 가능하다. 본 논문에서 적용한 SAR 군집위성의 스폿 모드 운용개념도를 Fig. 1에 나타냈다.

### 2.2.2 SAR 위성의 커버리지 분석

SAR 센서의 관측형상을 결정하는 요소로 센서 입사각(Incidence Angle)의 최대 및 최소값과 센서의 빔폭이 있다. 스폿모드에서는 Squint Collection 모드로 영상촬영을 고려하여야 하며, 최대 Squint Angle을 고려하여 관측형상을 그려내었다. 이를 바탕으로 SAR 센서의 관측형상을 도출하고 관측형상을 이산화하여 센서의 형상을 벡터로 표현한다. 이에 따라서 각 센서가 이루고 있는 벡터를 서로 외적(Cross Product)하여 각 센서의 형상을 이루는 평면에 대한 법선 벡터(Normal Vector)를 계산한다.

이를 기준으로 센서를 이루는 모든 평면과 법선벡터를 기준으로 관심영역의 그리드에 대하여 SAR 센서가 해당시간에 관측이 되는지를 판별하며 그 개념은 다음 Fig. 2와 같다.

이를 위하여 평면 방정식을 바탕으로 다음 식 (1)과 같은 판별식  $D_i$ 를 도출하였다. 판별식은 센서의 형상을 이루고 있는 평면들 별로 계산하고 모두 0보다 작거나 같으면 센서의 관측범위에 있다고 판단한다[10].

$$D_i = \vec{n}_i \cdot (\vec{x}_{grid_{k,j}} - \vec{x}_{sat}(t_m)) \leq 0 \quad (1)$$

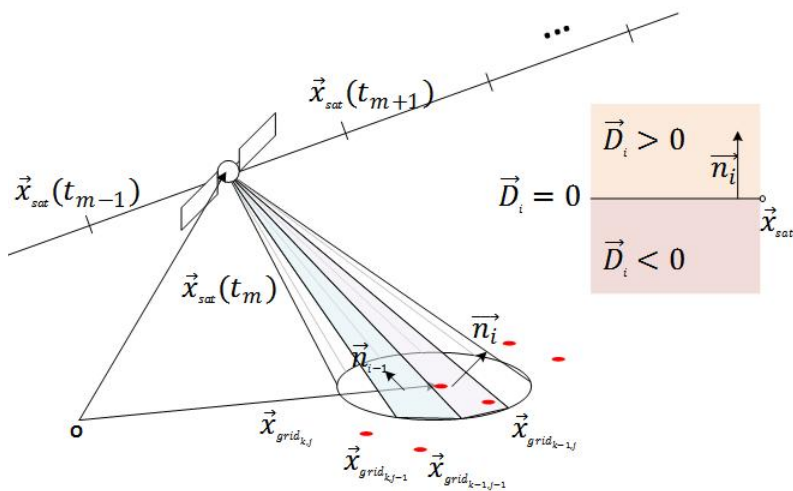


Fig. 2. Concept of Coverage Analysis about Grid Points on Aol

여기서  $\vec{n}_i$ 는 SAR 센서의 형상을 이루는 평면의 법선 벡터이고,  $\vec{x}_{grid_{k,j}}$ 는 관심영역에서 그리드의 위치,  $\vec{x}_{sat}(t_m)$ 는 시간  $t_m$ 일 때 위성의 위치를 나타낸다.

시나리오 분석기간 동안 각 그리드에 대하여 시간에 따른 커버리지 유무를 바탕으로 재방문주기 및 응답주기(Response Time)와 같은 임무성능을 분석할 수 있다.

### 2.3 Walker-Delta 군집궤도

군집궤도는 궤도배치 방법에 따라 여러 가지가 존재하며, 임무수행 시 특정 관심영역에 대한 주기적인 커버리지 성능이 요구될 때 활용될 수 있다. Walker-Delta 군집궤도는 4개의 파라미터를 통해 원궤도 형상의 설계가 가능하며, 특정 관심영역에 대한 지속적인 관측임무가 필요한 감시정찰 임무수행에 활용될 수 있다. Walker-Delta 군집궤도 설계 파라미터는 다음의 식 (2)와 같이 총 4개로 구성되며, 군집궤도 구성 시 적용되는 Pattern Unit은 다음의 식 (3)과 같이 궤도를 구성하는 위성의 총 개수로 표현 된다.

$$i = [t, p, f, s] \tag{2}$$

$$PU(\text{Pattern Unit}) = \frac{360^\circ}{s} \tag{3}$$

$i$  : 경사각,

$t$  : 군집을 이루는 전체 위성 수,

$p$  : 군집을 이루는 궤도면 수,

$f$  : 인접한 위성 간의 상대적인 거리,

$s$  : 한 궤도면에 위치하는 위성의 수,

Walker 파라미터 중  $t$ 와  $p$ 를 통해 한 궤도면에 위치한 위성의 개수를 의미하는  $s$ 를 계산한다. 다음의 식 (4)는 한 궤도면에 위치하는 위성

개수를 나타내며, 본 연구에서는 4기의 위성군집을 가정하였으므로 군집궤도 설계 파라미터 중  $t$ 는 4로 고정된 값이 적용된다.

$$s = \frac{t}{p} \tag{4}$$

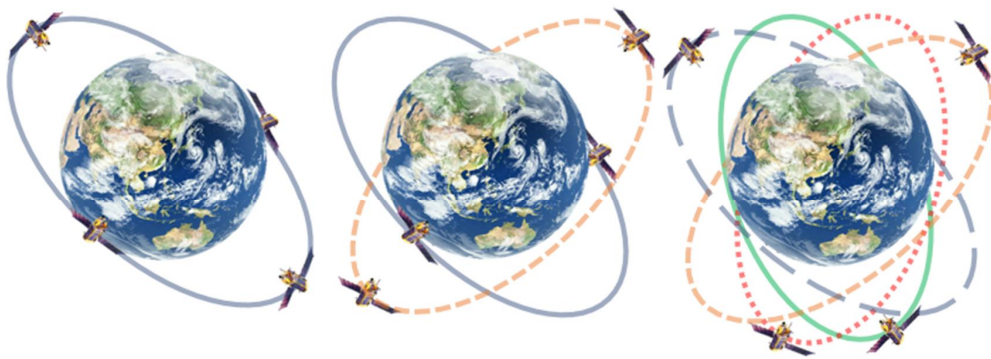
Figure 3과 같이 궤도면이 1개인 경우 1궤도면에 위치하는 위성 수는 4기가 되며, 2개 궤도면인 경우 위성 수는 2기, 4개 궤도면인 경우 위성 수는 1기가 된다.  $f$ 는 위상 인자로서 Pattern Unit과 함께 계산되어 궤도면 및 위성 간의 상대적인 거리를 결정해준다. 1개 궤도면의 경우  $PU$ 가  $90^\circ$ 로 위성간 거리가  $90^\circ$  간격으로 배치되고, 2개 궤도면은  $180^\circ$ , 4개 궤도면은  $360^\circ$ 로 설정되어 위성이 배치된다. 4개 궤도면의  $PU$ 가  $360^\circ$ 일 경우 각 궤도면을  $\theta_R$ (RAAN Increment)에 따라 1개 및 2개 궤도면의 형상을 설계할 수 있다. 이때  $\theta_R$ 이  $0^\circ$ 일 경우 모든 궤도면이 밀집되며, 1개 궤도면 상의 4기 위성 간의 간격을  $\theta_p$ (Phase Angle)로 조정하게 된다.  $\theta_R$ 이  $180^\circ$ 일 경우 2개 궤도면씩 밀집되어 2기 위성간의 간격을 조정할 수 있다.

Walker 군집궤도의 COEs(Classic Orbital Elements)인 진근점이각(True Anomaly)와 승교점적경(RAAN; Right Ascension of the Ascending Node)은 설계자에 의해 입력되는  $\theta_R$ 과  $\theta_p$ 로 결정된다[4]. 다음의 식 (5) 및 (6)과 같이 궤도상에 위치해 있는 위성의 진근점이각과 승교점적경이 결정된다.

$$\text{Input} : \theta_p \rightarrow \rho_{i+1} = \rho_i + \theta_p \times i (\rho_{i+1} \leq 360^\circ) \tag{5}$$

$$\text{If } \rho_{i+1} > 360^\circ$$

$$\rightarrow \rho_{i+1} = \theta_p - (360^\circ - 2 \times \theta_p)$$



(a) Case I: 1 Orbital Plane      (b) Case II: 2 Orbital Planes      (c) Case III: 4 Orbital Planes

Fig. 3. Orbit Configuration of Three Different Cases of Four Satellites Deployment

**Table 1. Input Constellation Parameters for Each Orbital Plane**

Number of Orbital Planes	$\theta_R$	$\theta_P$
1	0°	90°
2	180°	135°
4	67.5°	90°

**Table 2. RAAN and True Anomaly Values for Each Satellite**

Satellite Number	Number of Orbital Planes		
	1	2	4
Sat-1	0° / 0°	0° / 0°	0° / 0°
Sat-2	0° / 90°	0° / 180°	67.5° / 90°
Sat-3	0° / 180°	180° / 135°	135° / 180°
Sat-4	0° / 270°	180° / 315°	202.5° / 270°

\*RAAN/True Anomaly

$$Input : \theta_R \rightarrow \Omega_{i+1} = \Omega_i + \theta_R \times i \quad (\Omega_{i+1} \leq 360^\circ) \quad (6)$$

$$If \Omega_{i+1} > 360^\circ$$

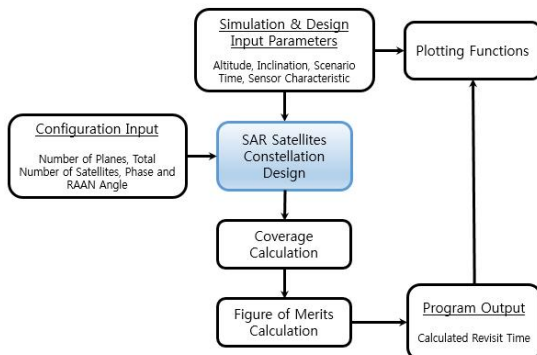
$$\rightarrow \Omega_{i+1} = \theta_R - (360^\circ - 2 \times \theta_R)$$

Table 1과 Table 2는 각각 Fig. 3의 각 경우의  $\theta_R$  및  $\theta_P$  값과 군집궤도상에 위치하는 각 위성의 진근점이자 및 승교점적경을 보여준다.

## 2.4 군집궤도 성능지수 분석 알고리즘

### 2.4.1 성능지수 분석 알고리즘

본 연구에서 위성 군집궤도의 임무분석은 MATLAB과 임무분석 도구 간의 인터페이스 연동을 위해 개발된 알고리즘을 사용하여 수행되었다. 시나리오 기간, 관심영역, SAR 센서의 입사각 및 Walker-Delta 군집궤도 파라미터가



**Fig. 4. Satellite Constellation Analysis Algorithm**

MATLAB을 통해 입력되면 군집궤도가 형성된다. 먼저 4기 SAR 위성의 관심영역에 대한 커버리지 분석을 수행하고, 사용자가 원하는 성능지수 데이터를 획득한다. Fig. 4는 본 논문에서 제시하는 성능지수 분석 알고리즘을 나타내며 알고리즘의 의사코드는 다음과 같다.

1. **Input** Scenario time(Start and End)
2. **Input** Seed satellite Orbit Parameters (Inclination, Altitude)
3. **Input** Constraints of SAR Sensor Incidence Angle
4. **Model** Seed Satellite & Sensor
5. **Input** Aol grid information
6. **Model** Aol (North Korea)
7. **Input** Walker Satellite Constellation Parameters
8. **Model** SAR Constellation Configuration
9. **Calculate** Coverage with SAR Satellite Constellation and Aol
10. **Calculate** Figure of Merits
- <Termination>
11. Program Output and Plotting

### 2.4.2 성능지수

#### 접근횟수

접근횟수는 위성의 관심영역에 대한 탐지가 수행되는 횟수를 의미한다. 접근횟수가 많을수록 ISR 임무수행에 유리한 군집궤도라고 판단할 수 있다. 관심영역의 탐지에 있어서 탐지 시작시간과 탐지 종료시간의 시간 차이는 지속시간을 의미하며, 첫 번째 위성의 탐지 종료시점과 두 번째 위성의 탐지 시작시점의 시간 차이는 재방문 주기가 된다.

#### 재방문주기

재방문주기는 관심영역을 얼마나 자주 관측할 수 있는지를 의미한다. 관심영역에 대한 접근시간을 통해 산출되며, 획득된 재방문주기를 통해 군집위성이 주기적인 탐지가 가능한지에 대한 여부를 판단할 수 있다. 이러한 재방문주기 성능은 ISR 임무수행을 위한 핵심 성능지수이며 재방문 주기는 통계분석을 통해 평균 재방문주기, 최소 재방문주기, 최대 재방문주기 등으로 구분된다.

평균 재방문주기(ART; Average Revisit Time)는 다음의 식(7)과 같이 시나리오 기간 동안 획득된 재방문시간의 총합에 관심영역에 대한 총 재방문 횟수로 나누어 산출한다.

$$ART = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N (f_1(n+1) - f_2(n)) \quad (7)$$

여기서  $n$ 은 관심영역에 대한 탐지차수를 의미하고,  $f_1(n)$ 와  $f_2(n)$ 는 해당 탐지차수에 관심영역에 대한 탐지시작 및 종료시간을 의미한다. 여기

서  $N$ 은 임무기간동안의 총 접근횟수를 의미한다.

### III. 시뮬레이션 분석 결과

#### 3.1 접근횟수 및 재방문주기 분석

##### 3.1.1 각 Case별 접근횟수 및 재방문주기 분석

본 절에서는 한반도 이북지역을 관심영역으로 설정하고 앞서 제시된 Fig. 3의 세 가지 Case의 각 궤도면 별 군집형상에 대한 시뮬레이션을 통해 재방문주기의 다양한 성능을 비교하였다. 각 성능지수들은 2.4.1절에서 제시한 성능지수 분석 알고리즘에 의해 산출된다. 시뮬레이션을 위한 궤도 파라미터 중 경사각은 SAR 군집위성을 운용할 경우에 관심지역인 북한의 촬영빈도가 높도록 최소의 재방문주기를 가지는 각도로 정하였으며, 또한 재방문주기의 성능을 최대로 하고 SAR 센서의 성능인자(NESZ 및 SNR)를 고려하여 고도를 720km로 가정하였다. 여기서 NESZ는 Noise Equivalent Sigma Zero를 의미하며 SNR은 신호 대 잡음비(Signal to Noise Ratio)를 의미한다. 군집궤도 형상을 위한 각 궤도면의  $\theta_p$  및  $\theta_R$ 은 Table 1과 같고, 그 외의 입력 파라미터 변수는 Table 3과 같다. 성능지수에 대한 충분한 추세를 파악할 수 있도록 임무기간은 약 3개월로 가정하였다.

Table 4는 세 가지 Case의 군집형상에 대한 평균 재방문주기 분석결과를 나타낸다. 접근횟수

Table 3. Simulation Input Variables

Parameter	Value
Mission Period	Three Months (2016/6/1 ~ 2016/8/31)
Aol	North Korea
Inclination	47°
Altitude	720km
SAR Incidence Angle	Max: 55° Min: 20°
SAR Squint Angle	±17°

Table 4. Analysis Results According to the Number of Orbital Planes

Number of Orbital Planes	1	2	4
Number of Access	1,710	1,705	1,704
Avg Revisit Time(s)	7035.1	7039.1	7046.7

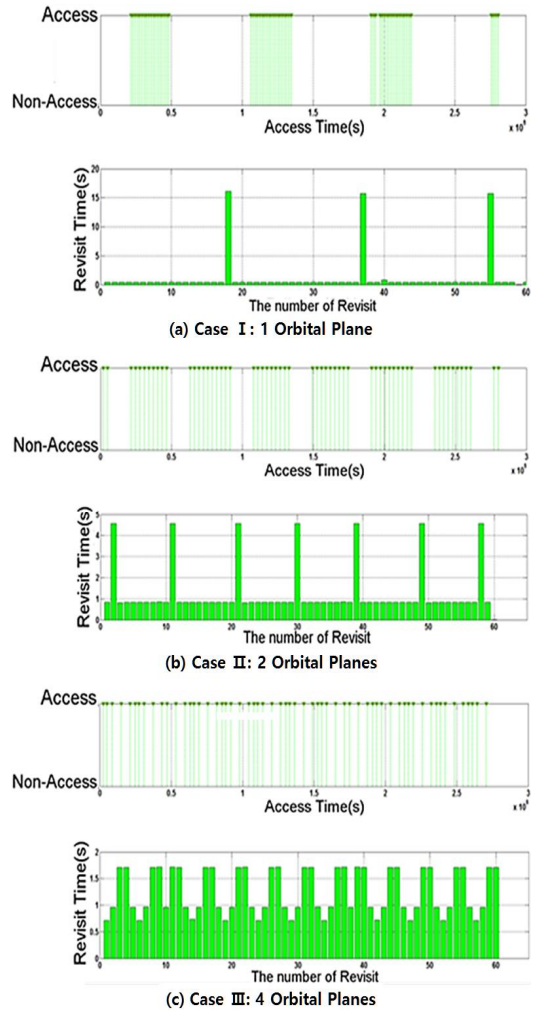


Fig. 5. Results of Access Time and Revisit Time Analysis for Each Cases

및 평균 재방문주기는 궤도면 수에 관계없이 관심영역에 대해 비슷한 수치를 보이는 것을 알 수 있다. 위성 궤도면이 1개인 경우 총 1,710회 관심영역의 탐지가 가능하고, 2개 및 4개 궤도면은 각각 1,705회, 1,704회가 가능하다.

Figure 5는 각 궤도면의 접근횟수 및 재방문주기에 대한 분석 결과를 보여준다. 궤도면의 수가 적을수록 대체적으로 재방문이 발생하였을 때 재방문주기가 짧은 특징을 가지지만 주기적으로 재방문주기가 긴 경우가 발생하는 것을 알 수 있다.

##### 3.1.2 고도 및 경사각에 따른 평균 재방문주기 분석

SAR 위성은 운용고도 및 경사각에 따라 관심영역에 대한 커버리지 성능에 차이가 발생하며 이는 재방문주기 성능에도 영향을 주게 된다.

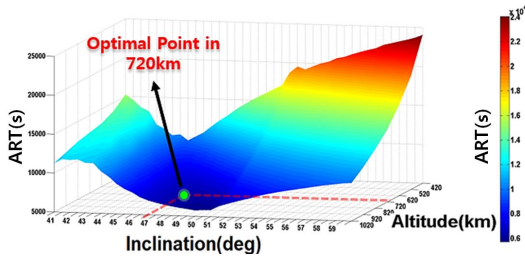


Fig. 6. Result of Average Revisit Time Analysis(40~60° inclination)

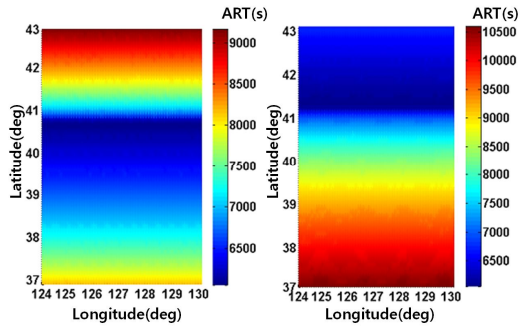


Fig. 7. Comparison Result of Average Revisit Time Distribution between 46.5° and 48.5°

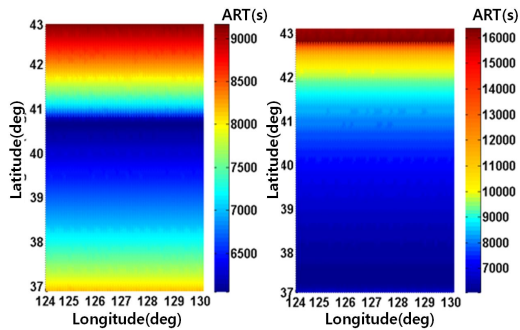


Fig. 8. Comparison Result of Average Revisit Time Distribution between 46.5° and 44.5°

SAR 탑재체의 경우 획득된 영상의 품질을 위한 시스템 요구조건에 따라 운용고도가 결정된다. 따라서 관심영역에 대한 커버리지 성능을 향상시킬 수 있는 경사각과 SAR 탑재체의 요구조건에 적합한 다양한 고도에 따른 재방문주기의 분석이 수행되어야 한다.

본 분석에서는 고도와 경사각에 따른 재방문주기를 분석하여 최적의 고도와 경사각을 선정하였다. 고도는 420~1,020 km, 경사각은 42~50°로 하여 관심영역에 대한 재방문주기 성능을 분석하였다.

Figure 6은 평균 재방문주기를 경사각 및 고도에 따라 분석한 결과이다. 관심영역에 대한 접근 횟수보다는 재방문주기가 주요 핵심 성능지수이다. 위성의 영상품질을 고려하여 고도를 720km로 제한하였을 때, 고도 720km, 경사각 46.5°일 때 최적 값인 6,917 초의 평균 재방문주기가 획득되는 것을 확인하였다.

Figure 7 및 Fig. 8은 경사각에 따른 한반도 이북 지역의 평균 재방문주기 분포를 비교분석한 결과를 보여준다. 경사각이 46.5°일 경우 다른 경사각에 비해 관심영역에 대해서 최대한 넓은 지역에 대해 빠른 재방문주기가 획득 가능한 것을 알 수 있다.

### 3.2 재방문주기 성능 세부분석

앞서 본 연구를 위해 제시한 요구조건과 같이 ISR 임무수행을 위한 군집궤도는 2시간 이상의 재방문주기인 최악의 재방문주기(Worst Case Revisit Time)를 최소화 시켜야한다. 본 절에서는 각 궤도면 형상의 재방문주기 누적확률분포를 비교분석하여 임무수행에 유리한 궤도면 형상을 구하고자 한다. 이를 위해 3.1절의 분석결과를 기반으로 하여 720km의 고도 조건에서 관심영역에 대한 평균 재방문주기 성능이 최대인 경사각 46.5°를 기준으로 분석을 수행하였다. 분석 조건은 Table 3과 동일하며, 경사각만 앞서 분석한 결과인 46.5°로 분석을 수행하였다.

#### 위성배치에 따른 누적분포확률 분석

2.3절에서 언급한 바와 같이 PU가 360°일 경우, 1개 및 2개 궤도면 상의 위성 간 간격을 조정할 수 있는 궤도형상 설계가 가능하다. Fig. 9와 Fig. 10은 1개 및 2개 궤도면에서  $\theta_p$ 를 30°, 60°로 하여 위성을 배치할 경우에 대한 재방문주기 성능을 분석한 결과를 나타낸다. 각 궤도면 상에서 위성 간의 위치를 30°, 60° 간격으로 배치하더라도 재방문주기 누적분포에는 거의 변화가 없는 것을 확인할 수 있다.

#### 각 Case 별 누적분포확률 분석

Figure 11은 1개의 궤도면에 4기 위성을 배치하는 경우, 2개의 궤도면에 위성 2기씩 배치하는 경우, 그리고 4개의 궤도면에 위성 1기씩 배치하는 경우에 재방문주기의 누적분포를 비교해서 보여준다. 1개의 궤도면에 위성 4기를 배치하게 되면 2시간 이내에 위성이 재방문할 확률은 Table 5와 같이 약 94.53%이고, 2개의 궤도면에 위성 2기씩 배치하면 89.01%, 4개의 궤도면에 위성 1기씩 배치하면 94.55%이다. 또한 1시간 이내에 위

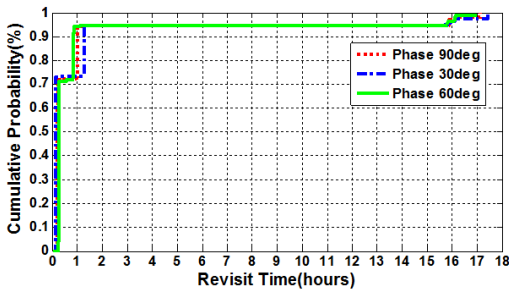


Fig. 9. Comparison Result of Cumulative Probability in Single Orbital Plane

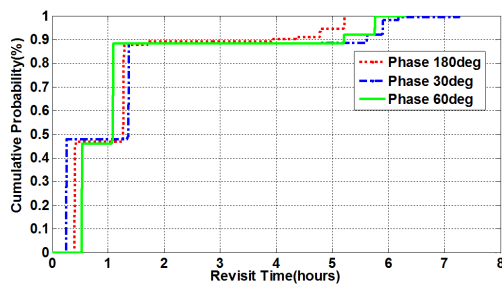


Fig. 10. Comparison Result of Cumulative Probability in Two Orbital Planes

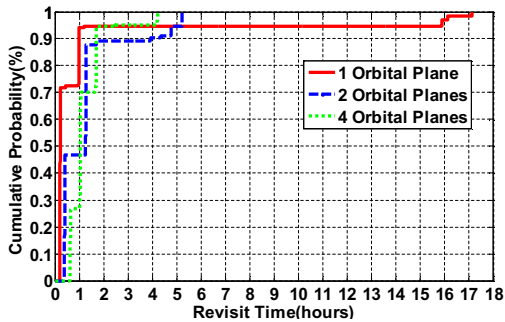


Fig. 11. Result of Cumulative Probability of Revisit Time

성이 재방문할 확률은 1개 궤도면이 94.11%, 2개 궤도면이 46.81%, 4개 궤도면이 26.79%로 확인되었다. 이는 1개 궤도면과 4개 궤도면으로 군집형상 시 관심영역을 2시간 이내 또는 1시간 이내의 재방문주기로 대부분 탐지가 가능하며, 그 외에 약 5%는 2시간 이상의 재방문주기가 발생한다는 의미이다. 2개 궤도면의 형상은 2시간의 재방문주기가 89.01%로 다른 궤도면에 비해 약 5% 정도 부족하므로 ISR 임무궤도 선정에 있어 제한이 따를 것으로 보인다.

1개 궤도면의 군집형상은 약 16~17시간의 최악의 재방문주기도 존재하며, 4개 궤도면의 군집형

Table 5. Results of Revisit Time Probability within 1 hour and 2 hours

Number of Orbital Planes	1	2	4
$P_{within\ 2\ hours}(\%)$	94.53	89.01	94.55
$P_{within\ 1\ hour}(\%)$	94.11	46.81	26.79

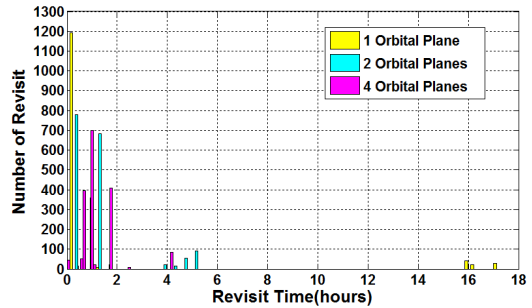


Fig. 12. Histogram of Revisit Time Results

상은 약 4~5시간의 최악의 재방문주기가 5.4% 존재한다. 장시간 소요 재방문주기가 약 16~17시간인 1개 궤도면의 군집형상은 관심영역에 대한 주기적인 탐지에 불리하며, 2개 궤도면의 형상도 최악의 재방문주기가 약 5~6시간으로 4개 궤도면의 형상에 비해 불리한 군집궤도임을 알 수 있다.

Figure 12는 앞서 분석된 각 궤도면 형상의 재방문주기 히스토그램 분포를 보여준다. 4개 궤도면의 형상에서 최악의 재방문주기는 4~5시간으로 확인되었으며, 2개 및 1개 궤도면 형상에서는 5~6시간, 16~17시간의 최악의 재방문주기가 존재하는 것을 확인하였다. 따라서 ISR 임무 요구조건 측면에서는 4개 궤도면의 군집궤도 형상이 유리할 것으로 판단된다.

### ISR 임무를 위한 궤도면 선정

ISR 임무는 관심영역에 대해 2시간 이내의 재방문주기로 주기적인 탐지가 가능해야 하는 동시에 최악의 재방문주기가 최소화되어야 한다. 따라서 약 16~17시간과 6~7시간의 장시간 소요 재방문주기가 존재하는 1개 궤도면과 2개 궤도면의 군집궤도 형상은 ISR 임무에 불리해 보인다. 반면, 장시간 소요 재방문주기가 4~5시간인 4개 궤도면의 군집형상은 관심영역에 대해 2시간의 재방문주기로 최대한 주기적인 탐지가 가능하기 때문에 ISR 임무수행에 적합한 군집궤도 형상이라 판단된다.

궤도면의 선정은 발사체의 선정에 있어서도 중요한 요소이다. 1개 궤도면의 군집궤도 배치형상



은 여러 기의 위성을 한 번에 발사할 수 있어 발사비용을 감소시킬 수 있다. 그러나 이 경우 발사체의 실패로 인한 임무실패 위험부담이 크고 거의 동시에 4기의 위성을 조립 및 시험해야 하는 부담이 있다. 반면, 4개 혹은 2개 궤도면의 군집궤도 형상은 4기의 위성을 각각 발사해야 하므로 비용 측면에서 비효율적이거나 발사체 실패로 인한 위험부담이 줄어든다는 장점이 있다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 위성 군집설계 방법 중의 하나인 Walker-Delta 방식의 개념을 적용하여 지구관측위성의 ISR 임무수행 및 위성운영의 측면에서 효율성을 증대시킬 수 있는 방안을 제시하였다. 이에 앞서 ISR 임무를 위한 요구조건을 설정하고, 4기의 SAR 위성으로 군집형상을 가정한 성능지수 분석 알고리즘을 제시하였다. 접근주기 및 재방문주기 성능을 분석한 결과, 관심영역에 대한 접근횟수, 평균 재방문주기 성능은 궤도면에 따라 비슷한 수준으로 획득되는 것을 확인하였다. 또한 ISR 임무를 위한 요구조건인 한반도 북쪽의 관심영역에 대한 2시간이내의 평균 재방문주기를 만족하는 동시에 전체 영역에 대해 재방문주기의 최소값이 산출되는 경사각은  $46.5^\circ$ 로 확인되었다.

2시간 이상의 재방문주기는 최악의 재방문주기로 주기적인 탐지가 필요한 ISR 임무를 위해서는 이를 최소화시켜야 한다는 요구조건을 설정하였다. 이에 대한 분석을 세부적으로 수행하기 위해 재방문주기의 누적분포확률을 비교하여 분석하였고, 히스토그램 분석을 통해 결과를 검증하였다. 또한 궤도면 수의 선정에 있어 재방문주기 성능뿐만 아니라 발사체 및 임무실패에 대한 고려가 요구됨을 제시하였다. 적의 활동영역을 주기적으로 탐지하는 ISR 임무를 위해 운용되는 감시정찰 위성은 발사비용 보다 요구조건을 만족하는 재방문주기 성능확보가 우선시 되어야 한다. 결국 ISR 임무측면에서는 SAR 위성 4기를 군집 운용하는 경우에 4개 궤도면의 군집형상으로 위성운용을 하는 것이 적합할 것으로 판단된다.

본 논문의 군집궤도 분석결과를 통해 향후 국내 감시정찰위성의 임무궤도를 선정하는데 있어 좋은 참고가 될 것으로 판단되며, ISR 임무뿐만 아니라 다양한 임무시나리오를 적용한 임무효용성을 향상시킬 수 있는 궤도설계에 대한 연구가 필요할 것으로 보인다.

#### References

- 1) Haedong, Kim and Hyochoong Bang, "Optimization of Tactical Satellite Constellations Using Genetic Algorithms", KSAS 08-2707, pp. 938-941, 2008.
- 2) L. M. Sauter, "Satellite Constellation Design for Mid-Course Ballistic Missile Intercept", Massachusetts Institute of Technology, pp125-160, 2004.
- 3) R. W. Whittecar and M. P. Ferringer, "Global Coverage Constellation Design Exploration Using Evolutionary Algorithm" AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Paper No. 2014-4159, pp. 1-20, 2014.
- 4) J. G. Walker, "Some Circular Orbit Patterns Providing Continuous Whole Earth Coverage", Journal of The British Interplanetary Society, Vol. 24, pp. 369-384, 1971.
- 5) Okchul Jung, Hyochoong Bang, M. P. Ferringer and D. B. Spencer, "Satellite Constellation Design Tradeoffs Using Multiple-Objective Evolutionary Computation", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 43, pp. 1404-1411, 2006.
- 6) Stefania Cornara, W. B. Theresa and B. M. Miguel, "Satellite Constellation Mission Analysis and Design", Acta Astronautica, Vol. 48. No. 5-12, pp. 681-691, 2001.
- 7) J. E. Draim, "A common-period four-satellite continuous global coverage constellation", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 10. No. 5, pp. 492-499, 1987.
- 8) Hongrae Kim and Young-Keun Chang, "Mission scheduling optimization of SAR satellite constellation for minimizing system response time", Aerospace Science and Technology(AST), Vol. 40, pp. 17-32, 2015.
- 9) B. Y. Youn, Kwangjea. Lee, Younsu Kim and Yongseong Kim, "The development of earth observation SAR satellite trends", Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 4 No. 2, pp. 40-48, 2006.
- 10) Hongrae Kim and Young-Keun Chang, "Algorithm Development for System Response Time Analysis of Earth Observation Satellites", KSAS, Vol. 11, pp. 585-590, 2014.