

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(2), 141-148(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.2.141

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

## 태양동기궤도 위성군 궤도 최적화에 관한 연구

김화영\*, 노태수\*\*, 정옥철\*, 정대원\*, 최진행\*\*

## Optimization of Sun-synchronous Spacecraft Constellation Orbits

Hwayeong Kim\*, Tae Soo No\*\*, Okchul Jung\*, Daewon Chung\* and Jin-Heng Choi\*\*

Korea Aerospace Research Institute\*

Dept. of Aerospace Eng., Chonbuk National University\*\*

## ABSTRACT

This paper presents a sun-synchronous orbit design which effectively includes the requirements derived from spacecraft to ground station contact and spacecraft to target image accessibility. For this purpose, operation parameters of multiple spacecraft are defined as Contact Overlap, Contact Overlap Gap, Access Overlap, Access Overlap Gap. These parameters are used to form a Figure of Merit that reflects the operational requirements. The Figure of Merit is optimized to increase the efficiency of operating multiple spacecraft in constellation and is used to determine the operational orbit of each spacecraft that constitutes the constellation.

## 초 록

본 논문에서는 각각 독립적으로 설계된 태양동기궤도 위성군에 위성군 개념을 적용하여 다중 위성의 효율적인 운영에 대한 방법론을 제시한다. 이를 위해 태양동기궤도 설계 관점을 단순히 지방시나 태양동기성을 유지하는 것에 국한하지 않고, 지상국과 영상목표물의 교신 및 관측시간등을 고려하여 위성운영의 효율성을 높이고자 한다. 위성의 효율적인 운영을 위해 위성군과 단일 목표물을 고려한 새로운 운영요소(Operation Parameter)를 정의하고, 이를 이용하여 위성의 운영효율성을 판단할 수 있는 운영효율성 지표(Figure of Merit)를 정의한다. 상용 소프트웨어인 MATLAB과 STK의 연동을 통해 비선형 시뮬레이션 기반의 수치최적화 기법을 적용하여 사용자의 요구사항을 만족하는 임무궤도를 재설계함으로써 본 연구의 적용가능성을 확인하였다.

**Key Words** : Sun-synchronous Orbit(태양동기궤도), LEO Satellite(저궤도 위성), Constellation(위성군), Operation Parameter(운영요소), Figure of Merit(운영효율성 지표), Optimization(최적화)

## 1. 서 론

최근 우리나라에서 운영하는 지구 관측 위성의 수 증가로 인해 한반도의 환경 및 재해 정보

등을 보다 신속하고 정확하게 얻을 수 있게 되었다. 현재 한국항공우주연구원에서 운영 및 개발 중에 있는 다목적실용위성(KOrea Multi-Purpose SATellite)시리즈는 서로 독립적인 임무궤도를 바

† Received : October 23, 2013 Revised : January 20, 2015 Accepted : January 20, 2015

\* Corresponding author, E-mail : hykim@kari.re.kr

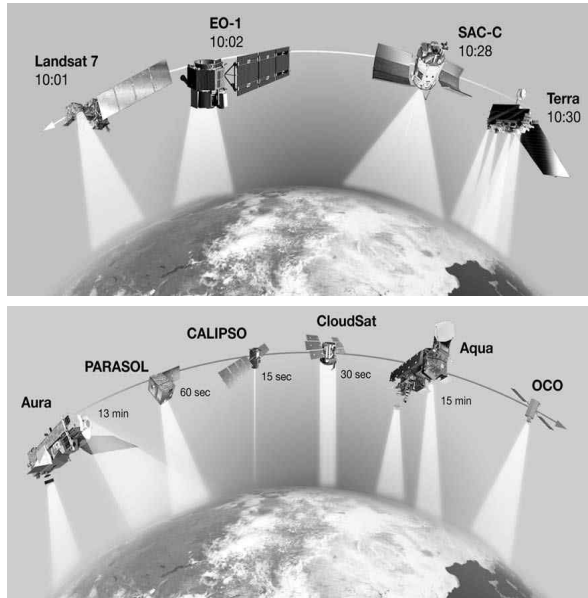


Fig. 1. Morning/Afternoon Constellation

탕으로 설계되었다. 따라서 각 개별위성의 독립적인 운영이 예상되며 이에 따른 인력 배치 및 지상국 가용장비의 분배가 예상된다. 그러나 여러 대의 위성을 동시에 운영해야하는 상황에서 막대한 인력 및 장비의 보충은 비효율적이며 근본적인 대안이 될 수 없으므로 자원의 효율적인 이용과 위성의 효율적인 운영을 위한 기술 개발이 필요한 실정이다.

우리나라 및 우주 선진국들은 보유하고 있는 여러 대의 위성을 동시에 효과적으로 운영하기 위하여 다중위성 관제 기술의 표준화에 많은 관심을 기울이고 있으며 다중위성의 효율적인 운영을 위해 많은 연구를 진행하고 있다[1-4]. 다중위성의 운영은 크게 위성 편대비행(Formation Flying)과 위성군(Constellation)으로 나눌 수 있으며 여기서 위성군이란 동일한 목적을 수행하기 위해 두 대 이상의 위성을 배치하여 운영하는 것으로 흔히 알고 있는 Global Positioning System(GPS), Fig. 1의 Morning/Afternoon Constellation 등이 이에 해당한다[5-7].

현재 위성군 관제는 개별위성의 성능지표 및 안정성을 바탕으로 위성군 전체 성능지표의 향상에 더 큰 목적을 두고 있다. 이를 위해 태양동기궤도 위성을 하나의 위성군으로 설계하기 위한 연구[2]가 진행된 바 있으나 독립적으로 설계된 개별위성에 위성군 개념을 적용하여 연구한 사례는 찾기 힘들다.

본 논문의 저자는 비선형 시뮬레이션 기반의 수치최적화 기법을 적용하여 태양동기궤도 위성에 미치는 다양한 교란력을 고려함으로써 태양동

기성, 지상반복궤적과 같은 임무 요구사항을 더 정확하게 만족시켰다. 위성 지방시의 변화 최소화, 특정 지상국과 교신시간 최대화와 같이 실제 위성 운영 시 현실적으로 운영되는 사항을 설계에 반영하였다[8-10].

본 논문에서는 먼저 수치기반의 태양동기궤도 설계를 위해 고전적인 태양동기궤도 설계방법과 비선형 시뮬레이션기반의 수치최적화 방법을 적용한 태양동기궤도 설계방법에 대해 기술한다. 다수의 태양동기궤도 위성의 효율적인 운영을 위해 이미 독립적으로 설계된 여러 대의 태양동기궤도 위성에 위성군의 개념을 적용하고, 태양동기궤도의 설계 관점을 실질적인 위성운영의 측면에서 위성-지상국-영상목표물의 관계로 재해석하여 위성 운영의 효율성을 높이고자 한다. 이를 위하여 태양동기궤도 위성 운영의 효율성을 고려하기 위한 운영요소(Operation Parameter)를 정의하였으며 위성 운영효율성을 판단할 수 있는 지표인 위성 운영효율성 지표(Figure of Merit)를 정의하고 분석하므로 다중 태양동기궤도 위성의 효율적인 운영 방안에 대한 방법론을 제시하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 수치기반 태양동기궤도 설계

#### 2.1.1 고전적인 태양동기궤도 설계

이상적인 태양동기궤도 위성은 궤도평면과 태양시선사이의 각을 일정하게 유지하므로 지방시가 항상 일정하게 유지되는 특성을 가지고 있다. 지방시는 지구 남반구에서 북반구로 올라갈 때 지구 적도면의 교점인 승교점에 의해 결정되며 지방시를 일정하게 유지하기 위해서는 승교점의 위치가 태양과 일정한 간격을 유지한 채 동일한 각속도로 변화하여야한다. 태양의 각운동속도는 1년을 기준으로 360도로 공전하므로 식 (1)과 같이 특정한 값을 가진다[11].

$$\dot{\Omega}_s = \frac{360(\text{deg})}{365.24(\text{day})} = 0.9856(\text{deg/day}) \quad (1)$$

승교점의 변화는 지구 중력장의 불균일성, 지구 모양의 비대칭성, 태양과 달의 인력 등에 의해 발생되며 특히 지구의 극반경과 적도 반경 차이에 의한 J2효과가 가장 주된 요인으로 알려져 있다[12]. J2효과를 고려한 승교점 이동 각속도는 식 (2)와 같이 정의가 가능하다[11].

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -\frac{3}{2(1-e^2)^2} n J_2 \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 \cos(i) \quad (2)$$

여기서  $e$ 는 궤도 이심률,  $J_2$ 는 지구의 2차 Zonal Harmonic 계수,  $R_E$ 는 지구의 평균 적도 반경,  $a$ 는 궤도의 장반경,  $i$ 는 궤도경사각,  $n(=\sqrt{\mu/a^3})$ 는 궤도의 평균운동,  $\mu$ 는 지구중력 상수를 나타낸다. 태양동기궤도의 설계는 식 (1)과 (2)을 이용하여 식 (3)을 만족하는 궤도요소를 구하는 과정이다.

$$\dot{\Omega}_S = \dot{\Omega}_{J_2} \quad (3)$$

우리나라에서 운영 중인 지구 저궤도 위성의 경우, 28일 동안 지구를 409회 회전하면서 지구 관측임무를 수행한다. 이는 목표물을 주기적으로 재방문하여 동일한 목표지점을 관측하기 위함이다. 일반적인 궤도의 주기는 근지점으로부터 근지점까지의 주기를 의미하며, 적도를 통과하는 순간 결정된다. 궤도의 주기는 식 (4)와 같이 정의가 가능하며, 지상반복궤도를 설계하기 위한 궤도의 주기와 회전수는 식 (5)와 같이 정의가 가능하다[11].

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (4)$$

$$\frac{Q}{P} = \frac{2\pi}{\lambda_S} \quad (5)$$

여기서,  $P$ 는 궤도주기,  $Q$ 는 궤도 회전수,  $\lambda_S$ 는 한 승교점 주기 이후의 지상궤적의 이동을 나타낸다.

위성의 궤도 이심률이 매우 작을 때 지상반복궤도의 고도와 경사각을 구하기 위해 궤도의 반복 주기와 반복 회전수를 이용하며 위성의 초기 고도( $H_0$ )는 식 (6)과 같이 정의할 수 있다.

$$H_0 = \mu^{1/3} \left(\frac{2\pi P}{DQ}\right) - R_E \quad (6)$$

여기서  $D$ 는 지구의 상성주기(Earth's Sidereal Period)를 의미한다. 식 (6)에서  $H_0 + R_E$ 을 이용하여 구한 궤도 장반경을 이용하면 식 (2)를 통해 궤도 경사각의 계산이 가능하다[11].

### 2.1.2 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화

일반적인 최적화 문제는 성능지수를 최소화 또는 최대화함과 동시에 동적, 정적 구속 조건을 만족하는 설계변수를 구하는 문제로 정의되며 [13,14], 구속조건을 포함한 모든 수식은 수학적

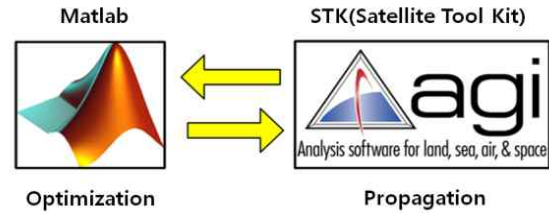


Fig. 2. Nonlinear Simulation-based Numerical Optimization Technique

으로 정의할 수 있어야 한다. 본 논문에서 제안하는 “비선형 시뮬레이션 기반의 수치최적화 기법”을 적용하여 운영궤도를 최적화 할 경우, 지구의 대기밀도, 달과 태양의 인력 등의 교란력을 더욱 손쉽게 고려할 수 있다. Fig. 2은 “비선형 시뮬레이션 기반의 수치최적화 기법”에 대한 개념도로써 본 분야에서 널리 사용되는 상용 소프트웨어인 MATLAB과 STK의 연동을 통해 운영궤도 최적화를 수행하게 된다.

태양동기궤도 위성군의 운영궤도를 최적화하기 위해 사용된 MATLAB은 STK를 통해 얻은 위성 운영과 관련된 정보들을 재처리하여 최적화 문제의 성능지수 및 구속조건 등으로 변환한다. 최적화 기법으로는 전역 최적해(Global Minimum)를 찾는 직접탐색법의 일종인 패턴서치(Pattern Search) 알고리즘을 사용하는데, 국소 최적해(Local Minimum)가 많은 문제에서 최적의 해를 찾는데 적합한 알고리즘이다[15]. STK는 다양한 궤도전파기(Propagator)의 적용이 가능하며 위성에 작용하는 여러 가지 섭동력을 고려할 수 있다. 특히 본 논문에서 사용한 STK의 HPOP 궤도전파기는 WGS84/EGM96모델을 사용하며 태양과 달의 인력, 태양복사압, 지구자기장 등을 고려할 수 있다[16].

비선형 시뮬레이션 기반의 수치최적화 기법을 적용하여 태양동기 지상반복궤도를 설계하기 위해서 식 (7)와 같이 매 시간에 대해 J2효과를 고려한 승교점 변화율( $\dot{\Omega}_{J_2}$ )을 구하고 태양동기궤도를 설계하기 위해 식 (8)과 같이 성능지수를 정의한다.

$$\Omega_i = \Omega_0 + \dot{\Omega}_{J_2} \times (t_i + t_0) + \dots Error \quad (7)$$

$$J = (\dot{\Omega}_{J_2} - \dot{\Omega}_S)^2 \quad (8)$$

한편 지상반복궤도 설계를 위한 요구조건을 도출하기 위해 최초 승교점 통과시각( $t_1$ )에서의 지상경도를  $L_1$ 으로 정의하고 반복 주기  $T$ 시간 동안  $N$ 회 궤도 운동을 한다고 가정한다. 이러한

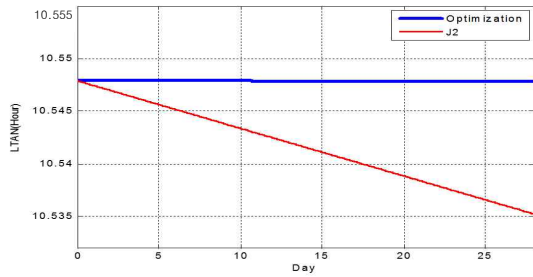


Fig. 3. Local Time of Ascending Node (Sun-synchronicity)

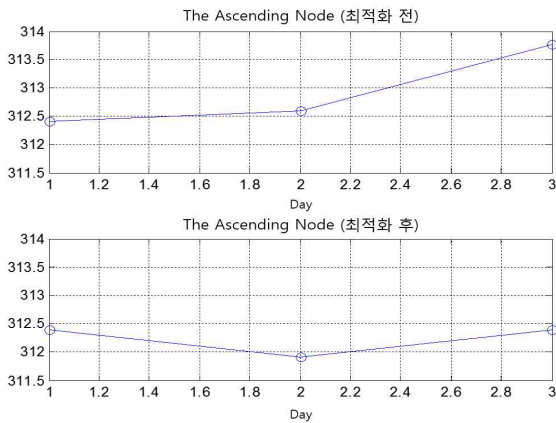


Fig. 4. Repeat Ground Track Orbit

요구조건들을 구속조건으로 정의하면  $N$ 번째 승교점 경도는 식 (9)와 같이 첫 번째 경도와 동일해야하며,  $N$ 번째 승교점 통과 시각( $t_N$ )은 식 (10)을 만족해야한다.

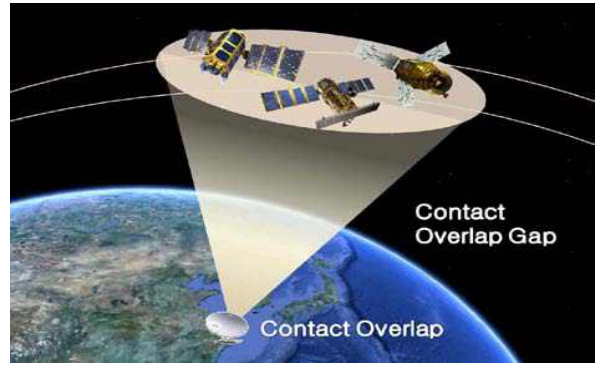
$$L_1 = L_N \tag{9}$$

$$t_N = t_1 + T \tag{10}$$

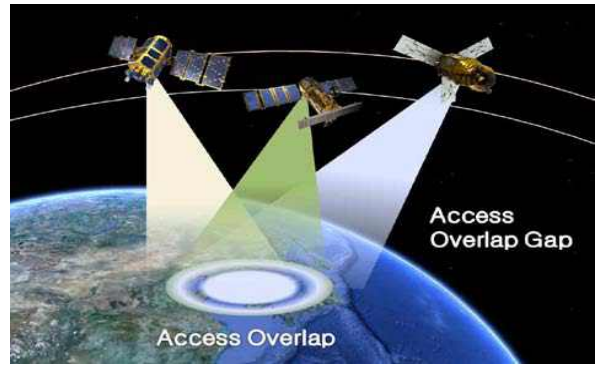
Figure 3은 최적화 후 얻은 궤도요소를 이용하여 28일 동안 궤도 전파를 수행한 결과로서 최적화 후 28일 동안 지방시의 변화가 거의 없이 일정하게 유지됨을 확인할 수 있다. Fig. 4는 승교점 경도에서 첫 번째 경도( $L_1$ )와 28일 후 반복되는 경도, 56일 후 반복되는 경도의 위치로 최적화 결과가 구속조건을 만족함을 확인할 수 있다 [9,17].

### 2.2 태양동기궤도 위성군의 운영요소

태양동기궤도 위성의 운영에 있어 단순히 태양동기성이나 지방시의 유지만이 중요한 것이 아니라 실제 위성 운영의 측면에서 위성군과 특정 목표물에 대한 관측 시간 및 지상국과 위성의 교신 시간도 중요한 요소이다. 본 논문에서는 지방시



(a) Contact Overlap / Contact Overlap Gap



(b) Access Overlap / Access Overlap Gap

Fig. 5. The Concept of Operation Parameter

와 태양동기성 유지와 같은 기존의 태양동기궤도의 특성을 유지하면서 위성 운영효율성을 증가할 수 있도록 위성-지상국-영상목표물간의 관계를 고려하여 Fig. 5와 같이 4가지의 새로운 운영요소를 정의하였다.

Figure 5에서 (a)는 3대의 태양동기궤도 위성과 하나의 지상국간의 관계를 나타낸 것이며, (b)는 3대의 태양동기궤도 위성과 하나의 특정 영상 목표물간의 관계를 나타낸 것이다. 위성군과 지상국의 동시 교신 가능, 불가능 여부에 따라 Contact Overlap 및 Contact Overlap Gap을 정의하고, 영상 목표물 동시 관측 가능 및 불가능 여부에 따라 Access Overlap 및 Access Overlap Gap 개념을 도입하였으며 이를 Table 1에 정리하였다.

지상국에서 여러 대의 위성을 각각 운영할 경우, 각 위성에 대한 운영요소는 위성과 지상국, 영상목표물의 교신 또는 관측시간에 영향을 미치나[8] 2대 및 3대의 위성에 대한 Overlap 및 Overlap Gap은 다중위성에 영향을 미치는 인자로 확장 적용이 가능하다.

Figure 6과 7은 각각 2~3대의 태양동기궤도위성의 중첩(Overlap)에 대한 정의를 나타내고 있

Table 1. The Definition of Operation Parameter

Contact Overlap	다수의 위성이 특정 지상국과 동시에 교신 가능한 경우
Contact Overlap Gap	다수의 위성이 특정 지상국과 동시에 교신 불가능한 경우
Access Overlap	다수의 위성이 특정 영상 목표물을 동시에 관측 가능한 경우
Access Overlap Gap	다수의 위성이 특정 영상 목표물을 동시에 관측 불가능한 경우

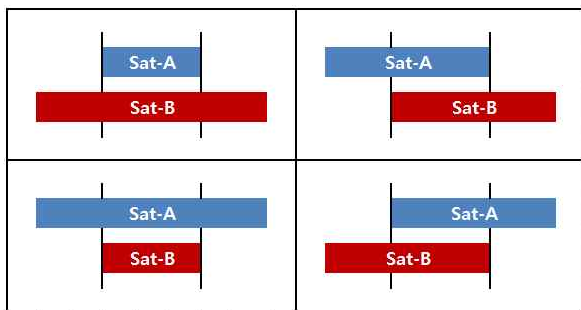


Fig. 6. The Number of Cases for Overlap and Overlap Gap (2-Satellite)

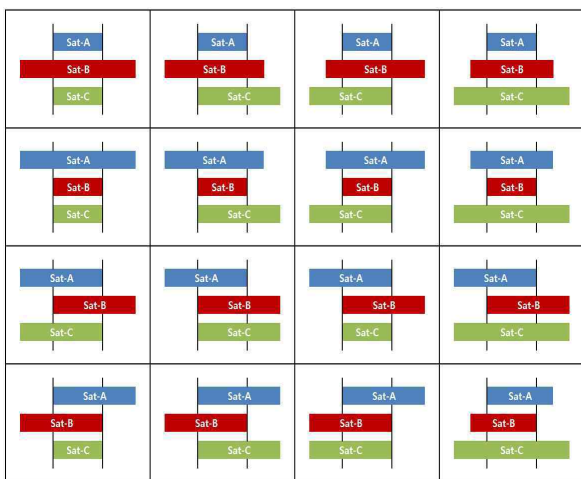


Fig. 7. The Number of Cases for Overlap and Overlap Gap (3-Satellite)

다. 각각의 가로 막대는 Sat-A, Sat-B, Sat-C로 정의된 태양동기궤도 위성이 지상국과 교신이 가능 또는 불가능한 시간을 나타내며, 영상목표물의 관측이 가능 또는 불가능한 시간을 나타낸다. 여기서 세로선으로 표시한 것처럼 위성들의 시간이 중첩되는 부분이 Overlap이다. 다수의 위성이 동

시에 교신/관측가능 한 시간이 Overlap 이며, 동시에 교신/관측이 불가능한 시간이 Overlap Gap이다. 2대의 위성의 Overlap은 Fig. 6과 같이 4가지 경우의 수가 존재하며, 3대의 위성의 Overlap은 Fig. 7과 같이 16가지의 경우의 수가 존재한다.

### 2.3 태양동기궤도 위성군의 운영효율성 지표

여러 대의 위성이 동시에 운영될 경우 위성의 수와 운영요소를 어떻게 정의하느냐에 따라 Fig. 8과 같이 다양한 시나리오의 도출이 가능하게 된다. 일반적으로 시나리오란 미래에 발생하는 이벤트들이 가능한 집단을 의미하는 것으로 본 논문에서 정의한 시나리오는 기존의 위성을 어떠한 관점에서 재배치할 것인지를 의미한다.

본 논문에서는 태양동기궤도 위성의 운영효율성을 판단하기 위하여 위성 운영 효율성 지표 (Figure of Merit)의 개념을 도입하였다. 이는 수요자의 요구사항을 반영하여 위성의 수, 운영요소, 임무궤도 재설계 방법 등에 따라 다양한 시나리오를 생성할 수 있고, 다양한 '위성 운영효율성 지표'의 도출이 가능하다.

예를 들어 수요자의 요구사항이 위성과 지상국의 교신시간을 최대화하는 것이라면 Fig. 8의 그림을 활용하여 몇 대의 위성이 지상국과 교신을 최대화 할 것인지 정의할 수 있을 것이다. 또한, 수요자의 요구사항이 2대의 위성이 하나의 영상목표물을 동시에 관측하는 시간을 최소화하는 것이라면, 이를 성능지표로 활용하여 위성의 동시관측시간을 최소화할 수 있을 것이며, 이에 따른 부수적인 결과로 개별위성이 특정영상목표물을 관측하는 시간이 늘어난다면 이는 동일한 조건과 시간에서 위성을 좀 더 효율적으로 운영할 수 있는 한 예가 될 것이다.

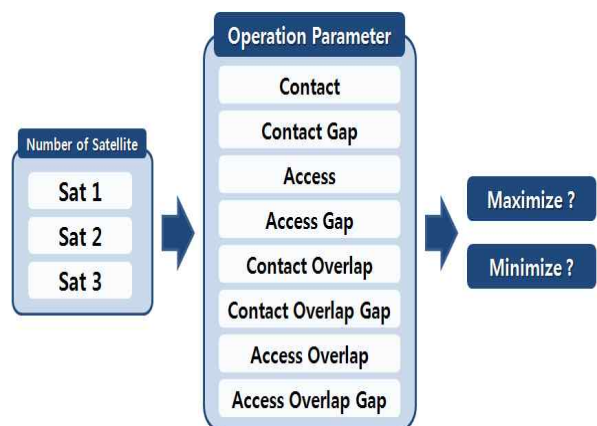


Fig. 8. Figure of Merit and Scenario Definition

본 논문에서 언급되는 모든 위성은 태양동기궤도 위성으로 태양동기성을 만족해야하며, 평균지방시, 장반경 등의 설계 요구조건도 만족해야한다. 운영요소를 정의함에 있어 지상국 및 특정 영상목표물에 대한 위치 정보와 위성에 대한 궤도 정보는 상용프로그램인 STK를 통해 정의하였다.

### 2.4 태양동기궤도 위성군 운영궤도 최적화

본 절에서는 각각 독립적으로 설계된 2~3대의 태양동기궤도 위성에 비선형 시뮬레이션 기반의 수치최적화 기법과 운영요소의 개념을 적용하여 운영 효율성을 높일 수 있는 명목상 임무궤도를 재설계하고자 한다.

#### 2.4.1 2대의 위성과 하나의 목표물

본 예제에서는 실제로 위성이 처한 모든 궤도 환경을 고려하기 위하여 STK의 HPOP 궤도전과기를 이용하여 7일 동안 궤도 전과를 수행한다. 특정 지상국 및 영상목표물은 대한민국 대전으로 설정하고 2대의 태양동기궤도 위성 중 1대 (Sat-A)는 기동이 불가능하며 다른 한 대(Sat-B)는 기동이 가능하다고 가정한다. 여기서 Sat-A는 10시 30분의 지방시를 가지며, Sat-B는 13시 30분의 지방시를 가진다고 가정한다. Sat-B의 태양동기성과 설계요구조건을 만족하기 위해서 아래 식 (11)~(13)과 같이 3가지의 구속조건을 사용한다.

$$\bar{a}_{\min} \leq \bar{a} \leq \bar{a}_{\max} \tag{11}$$

$$\bar{H}_{\min} < \bar{H} < \bar{H}_{\max} \tag{12}$$

$$0.9856 \leq \dot{\Omega} \leq 0.9857 \tag{13}$$

본 논문에서는 위성의 평균 장반경과 평균 지방시 요구사항의 범위를 각각 ±10km와 ±15분으로 정의한다. 위의 식 (11)은 태양동기궤도 위성의 평균장반경에 대한 요구사항을 만족하고자 함이며, 식 (12)는 평균지방시에 대한 요구사항을 만족하자 함이다. 또한 식 (13)은 승교점의 변화율이 태양동기성을 만족하기 위한 구속조건이다.

설계 변수는 기동이 가능한 1대의 태양동기궤도 위성(Sat-B)의 장반경, 경사각, 승교점, 평균각으로 정의한다. 또한 성능지수는 아래 식 (14)와 같이 7일 동안의 Access Overlap으로 두 위성이 동시에 특정영상목표물을 관측하는 시간을 최소화 하고자한다.

$$J = \sum (Access\ Overlap) \tag{14}$$

Table 2는 최적화 전과 후의 Sat-A와 Sat-B의

Table 2. Operation Parameter Comparison

		최적화 전	최적화 후	비교
Sat B	Contact (sec)	17,015	16,960	55 감소
	Contact Gap (sec)	587,780	587,840	60 증가
	Access (sec)	25,082	24,650	432 감소
	Access Gap (sec)	579,720	580,150	430 증가
Sat A & Sat B	Contact Overlap (sec)	1,701	0	1,701 감소
	Contact Overlap Gap (sec)	572,920	571,270	1,650 감소
Sat B	Access Overlap (sec)	5,799	0	5,799 감소
	Access Overlap Gap (sec)	559,950	554,580	5,370 감소
목표물: 대한민국, 대전		Latitude : 36.327 (deg) Longitude : 127.433 (deg)		

Table 3. Orbital Element and un-synchronicity Comparison

	Sat-B		
	최적화 전	최적화 후	비교
a (km)	7072.4303	7059.77	12.66 감소
i (deg)	98.1273	98.16	0.003 증가
e	0	⇔ 동일	-
ω (deg)	0	⇔ 동일	-
Ω (deg)	195	191.6	3.4 감소
M (deg)	20	97.2	77.2 증가
$\dot{\Omega}$ (deg/day)	0.9823	0.9857	태양동기성 향상
$\bar{H}$ (hour)	13.45	13.25	구속조건 만족

운영요소에 대한 것으로 최적화 후 성능지수인 Access Overlap Time이 0초로 위성이 동시에 영상목표물을 관측하지 않는 시간은 감소하였으며, 각 위성이 영상목표물을 관측하는 전체 시간은 증가함을 확인하였다. 한편 최적화 후 두 위성이 지상국과 동시에 교신하는 시간인 Contact Overlap Time이 감소하였는데, 이는 현재 예제에서 지상국과 영상목표물이 동일한 장소이기에 나타나는 현상으로 지상국 또는 영상목표물을 어

떻게 정의하느냐에 따라 개선이 가능하다.

Table 3는 Sat-A와 Sat-B의 궤도요소와 태양동기성으로 최적화 후 승교점변화율( $\dot{\Omega}$ )과 평균지방시( $\bar{H}$ )가 0.9857(deg/day)와 약 13시 15분으로 태양동기성이 향상되었으며 설계요구조건을 만족하는 궤도로 재설계되었음을 확인할 수 있다.

### 2.4.2 3대의 위성과 하나의 목표물

본 예제에서는 승교점 변화의 주된 요인인 J2 효과를 고려하여 30일 동안 궤도 전파를 수행하였으며 특정 영상목표물은 대한민국 서울로 설정한다. 3대의 태양동기궤도 위성 중 2대(Sat-A, Sat-B)는 기동이 불가능하며, 1대(Sat-C)는 기동이 가능하다고 가정한다. 또한 Sat-A와 B는 앞서 정의한 것과 동일한 지방시를 가지며, Sat-C는 6시의 지방시를 가진다고 가정하였다. 뿐만 아니라 Sat-C의 태양동기성과 시스템 요구조건을 만족하기 위하여 식 (11)-(13)의 구속조건을 사용하였다. 설계 변수는 기동이 가능한 1대의 태양동기궤도 위성(Sat-C)의 장반경, 경사각, 승교점, 평균각으로 정의하였다. 성능지수는 식 (15)와 같이 30일 동안 3대의 위성이 동시에 특정 영상목표물을 관측할 수 없는 시간을 최소화함으로써 한 대라도 더 자주 영상목표물을 관측하고자 하였다.

$$J = \sum (\text{Access Overlap Gap Time}) \quad (15)$$

Table 4는 최적화 전과 후의 Sat-C와 3대의 위성의 운영요소에 대한 것으로서 운영궤도 최적화를 통해 성능지수인 Access Overlap Gap Time

Table 4. Operation Parameter Comparison

		최적화 전	최적화 후	비교
Sat C	Contact (sec)	206,357	204,873	1,484 감소
	Contact Gap (sec)	2,385,643	2,387,127	1,484 증가
	Access (sec)	80,951	98,636	17,685 증가
	Access Gap (sec)	2,511,049	2,493,364	17,685 감소
Sat A,B & Sat C	Contact Overlap (sec)	15,723	15,948	225 증가
	Contact Overlap Gap (sec)	2,109,613	2,111,890	2,276 증가
	Access Overlap (sec)	0	⇔ 동일	-
	Access Overlap Gap (sec)	2,315,408	2,298,031	17,377 감소
목표물: 대한민국, 서울		Latitude : 37.5424 (deg) Longitude : 126.935 (deg)		

Table 5. Orbital Element and Sun-synchronicity Comparison

	Sat-C		
	최적화 전	최적화 후	비교
$a$ (km)	6937.4828	6937.6842	0.2 증가
$i$ (deg)	97.59	97.64	0.04 증가
$e$	0	⇔ 동일	-
$\omega$ (deg)	0	⇔ 동일	-
$\Omega$ (deg)	83	84.65	1.65 증가
$M$ (deg)	0	160.11	160.11 증가
$\dot{\Omega}_C$ (deg/day)	0.9797	0.9857	태양동기성 향상
$\bar{H}_C$ (hour)	6.01	6.12	구속조건 만족

이 약 17,377초정도 감소하였다. 이는 3대의 위성이 동시에 특정영상목표물인 서울을 관측할 수 있는 시간이 감소했다는 의미이며, 이와 더불어 Sat-C가 개별적으로 영상목표물을 관측하는 시간이 증가함을 의미한다.

Table 5는 기동이 가능한 위성인 Sat-C의 궤도요소와 태양동기성을 비교한 것이다. 최적화 후, 최적화 전에 비해 승교점변화율( $\dot{\Omega}$ )과 평균지방시( $\bar{H}$ )가 각각 0.9857(deg/day)와 약 6시 7분으로 태양동기성이 향상되었고 설계요구조건을 만족하는 궤도가 재설계되었음을 확인할 수 있다.

### III. 결 론

본 논문에서는 독립적으로 설계된 개별 태양동기궤도 위성에 위성군의 개념을 적용하여 실제 위성운영의 측면에서 운영효율성을 증대시킬 수 있는 방안을 제시하였다. 또한 위성 운영 시 현실적으로 요구되는 사항을 임무 궤도 설계 단계에서 반영할 수 있는 방안을 제시하였다. 이를 위하여 태양동기궤도 설계 관점을 단순히 지방시나 태양동기성만을 유지하는 것이 아니라 위성-지상국-영상목표물의 관계로 재해석하여 다중 위성과 단일 목표물에 대하여 새로운 운영요소(Operation Parameter)를 정의하였다. 특히 효율적인 위성의 운영과 2~3대의 위성을 연동하기 위하여 Contact Overlap, Contact Overlap Gap, Access Overlap, Access Overlap Gap과 같이 다중위성의 운영요소를 정의하였으며 이러한 운영요소를 이용하여 위성의 운영효율성을 판단할 수 있는 인자인 위성 운영효율성 지표(Figure of Merit)를 정의하였다.

또한 상용 소프트웨어인 MATLAB과 STK의 연동을 통해 비선형 시뮬레이션 기반의 수치최적화 기법을 적용하여 2~3대의 위성에 대하여 사용자의 요구사항을 만족하는 임무케도를 재설계하므로 본 연구의 적용가능성을 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 위성임무관제사업 중 일부인 "위성 편대비행을 위한 궤도 재배치 및 위치유지 기법에 관한 연구"로서 위탁 수행하였습니다.

## References

- 1) Cornara, Stefania, et al. "Satellite constellation mission analysis and design." *Acta Astronautica*, Vol.48, No.5, 2001, pp.681-691.
- 2) Mortari, Daniele, Matthew P. Wilkins, and Christian Bruccoleri. "On sun-synchronous orbits and associated constellations." Paper of the 6-th Dynamics and Control of Systems and Structures in Space Conference, Riomaggiore, Italy. 2004.
- 3) De Weck, Olivier L., Uriel Scialom, and Afreen Siddiqi. "Optimal reconfiguration of satellite constellations with the auction algorithm." *Acta Astronautica* Vol. 62, No. 2, 2008, pp. 112-130.
- 4) Nam-Kyun Kim, Sang-Young Park, Young-Rok Kim, and Kyu-Hong Choi., "Optimal Design of Satellite Constellation Korean Peninsula Regions", *J. Astron. Space Sci.* Vol. 25, No. 2, 2008, pp.181-198.
- 5) Schoeberl, Mark R. "The afternoon constellation: a formation of Earth observing systems for the atmosphere and hydrosphere." *Geoscience and Remote Sensing Symposium*, 2002. IGARSS'02. 2002 IEEE International. Vol. 1. IEEE, 2002.
- 6) Levi, Joshua A., and Eric J. Palmer. "STRATEGY FOR MITIGATING COLLISIONS BETWEEN LANDSAT-5 AND THE AFTERNOON CONSTELLATION." *Proc. of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Girdwood, Alaska, July. Vol. 31. 2011.
- 7) Parkinson, C. L., A. Ward, and M. D. King. "Earth science reference handbook." National Aeronautics and Space Administration, Goddard Space Flight Center. Available from: [http://eosps0.gsfc.nasa.gov/ftp\\_docs/2006ReferenceHandbook.pdf](http://eosps0.gsfc.nasa.gov/ftp_docs/2006ReferenceHandbook.pdf) [Accessed 17 October 2009] 2006.
- 8) Hwayeong Kim, Tae Soo No, Okchul Jung, Daewon Chung, and Jin-Heng Choi., "A Study on the Efficiency of Multiple Sun-synchronous Spacecraft Operation", *Proceeding of the 2013 KSAS Fall Conference*, pp.718-723, 2013.
- 9) Tae Soo No, Hwayeong Kim, Ok-Chul Jung, Dae-Won Chung and Jin-Heng Choi, "A Numerical Simulation-based Design of Operational Orbit for Multiple Sun-synchronous Spacecraft", *The 24th Space Flight Mechanics Meeting*, Santa Fe, United States of America, 2014.
- 10) Hwayeong Kim, "Optimization of Sun-synchronous Spacecraft Constellation's Operational Orbits", *Master's Thesis*, Chonbuk National University, 2014.
- 11) Vallado, David A. *Fundamentals of astrodynamics and applications*. Vol. 12. Springer, 2001.
- 12) Hak-jung Kim, and Young-suk Hong., "Orbit Design of Sun-synchronous Satellite Using J2 Effect", *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.21, No.4, 1993, pp.73~82.
- 13) Abdelkhalik, Ossama, and Ahmed Gad. "Optimization of space orbits design for Earth orbiting missions." *Acta Astronautica* Vol. 68, No. 7, 2011, pp.1307-1317.
- 14) Hae-Dong Kim, Ok-Chul Jung, and Hyochoong Bang. "A computational approach to reduce the revisit time using a genetic algorithm." *Control, Automation and Systems, International Conference on. IEEE*, 2007.
- 15) [www.mathworks.co.kr](http://www.mathworks.co.kr)
- 16) [www.agi.com](http://www.agi.com)
- 17) Ji Marn Lee, Tae Soo No, Okchul Jung, and Dae Won Chung., "Mission-based Operational Orbit Design for Sun-synchronous Spacecraft", *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.40, No.2, 2012, pp.752-759.