

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.9.752>

임무기반 태양동기궤도 운영궤도 설계에 관한 연구

이지만*, 노태수**, 정옥철***, 정대원***

Mission-based Operational Orbit Design for
Sun-synchronous Spacecraft

Ji Marn Lee*, Tae Soo No**, Ok-Chul Jung*** and Dae-Won Chung***

ABSTRACT

This paper presents a mission orbit design method for spacecraft which use the sun-synchronous and ground repeat orbits. In this work, we have proposed a new design procedure, "Nonlinear simulation-based numerical optimization technique" using the commercial S/W's such as STK (Satellite Tool kit) and Matlab, which are widely adopted S/W's in the area of orbital mechanics and engineering analysis. Inclusion of all the perturbation effects on the spacecraft not only can more precisely satisfy the mission requirements for sun-synchronicity and repeated ground track, and also operational requirements such as minimum change in the S/C local time, maximization of the contact time with a specified ground station, etc. can be appropriately considered. Design examples for LEO sun-synchronous mission are presented to demonstrate the usefulness of the proposed method in this paper.

초 록

본 논문에서는 태양동기성 유지 및 지상궤적 반복이 요구되는 위성의 궤도 설계 방법에 대한 연구를 수행하였다. 특히, 위성 궤도 해석 및 공학 문제에서 빈번하게 사용되는 상용 소프트웨어 (STK, MATLAB)를 활용한 "비선형 시뮬레이션 기반 수치 최적화" 기법을 제안하고자 한다. 설계 과정에서 위성에 미치는 다양한 교란력을 고려함으로써, 태양 동기성과 지상궤적 반복과 같은 임무 요구 사항을 더 정확하게 만족할 뿐만 아니라, 위성 지방시 변화 최소화, 특정 지상국과 접촉 시간 최대화와 같이 실제 위성 운용시 현실적으로 요구되는 사항을 설계에 반영할 수 있다. 저궤도 태양동기궤도 위성을 대상으로 설계 예제를 제시하였고, 본 연구의 타당성을 검증하였다.

Key Words : Sun Synchronous orbit(태양동기 궤도), Ground Repeat Cycle(지상궤적반복주기), Nonlinear simulation-based numerical optimization technique(비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법), Revisit Time(재방문주기)

† 2012년 6월 11일 접수~2012년 8월 31일 심사완료

* 정희원, 전북대학교 대학원

** 정희원, 전북대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : rotthee@jnu.ac.kr

전북 전주시 덕진구 덕진동 1가 664-14

*** 정희원, 한국항공우주연구원 저궤도위성관제팀

I. 서 론

2012년 5월 1일 미국과 일본의 정상회담에서 발표한 GPS 공동 개발은 아시아 태평양 지역 주도권을 놓고 중국을 견제하기위한 미국과 일본의

보이지 않는 경쟁을 단적으로 보여주고 있다[1]. 특히 아시아가 우주 개발의 새로운 축으로 부상하고 있음을 나타내 주는 좋은 예로 냉전의 종식 후 도래한 신 우주개발 경쟁시대는 국가 간의 벽을 허물고 이전보다 더 치열한 경쟁을 예고하고 있다. 이에 발맞추기 위해 우리나라는 기술자립화라는 뚜렷한 목표를 바탕으로 Fig. 1에서와 같이 우주개발사업 로드맵 (2007년)을 수립한 바 있으며, 우주 개발 초기단계의 수많은 시행착오를 극복하는 과정에서 괄목할 만한 기술적 발전을 이루어냈다. 특히 다목적실용위성 시리즈(KOMPSAT)는 우리나라의 기술 수준을 잘 보여준다. 2006년 발사에 성공한 다목적실용위성 2호는 현재까지 정상 운영중이며, 2012년 5월 발사에 성공한 다목적실용위성 3호와 우리나라 최초로 SAR (Synthetic Aperture Radar)를 탑재하게 될 다목적실용위성 5호에서 볼 수 있듯이 현재 우리나라는 새로운 도약을 준비하고 있다.

다목적위성시리즈는 우리나라의 대표적인 저궤도 위성으로 지구 관측 위성이다. 전세계 대부분의 지구 관측 위성은 태양동기궤도 (Sun Synchronous Orbit)로 설계되었다. 태양동기궤도는 관측하고자 하는 지점에 대하여 태양의 상대 위치가 동일하여 일정한 조도를 얻을 수 있기 때문에 영상처리에 큰 장점을 가지고 있다. 뿐만 아니라 다목적위성 시리즈는 지상궤적 반복 주기 (Ground Repeat Cycle)를 가지도록 설계되었다. 일정한 주기를 가지고 동일한 지점을 반복적으로 지나기 때문에 지구의 변화를 관측하기에 매우 용이하다. 다목적실용위성 2호, 3호, 5호, 3A는 모두 28일의 재방문주기 (Revisit Time)를 가지며 특히 다목적실용위성 2호는 고도 (685.13±1km), 경사각 (98.13±0.05deg.), 승교점 지방시 (10시 35분 ~ 11시)는 범위에서 운영된다[2]. 이때 운영궤도 (Operational Orbit)의 범위를 벗어나면 궤도 기동 (Maneuver)을 수행한다고 알려져 있다.

태양동기궤도는 지구의 극반경과 적도 반경의 차이 (Oblateness)에 의한 J2 효과가 가장 큰 영향을 미친다[3-7]. 대부분의 궤도설계 초기 단계에서 주로 J2와 J3 효과를 고려하는 것으로 알려져 있다[8]. J4 효과를 포함하여 고려한 경우 미세한 차이[3]가 있지만 다목적위성의 임무궤도 설계는 주로 J2 효과를 고려한 해석적 접근 방법 (Analytical Approach)을 이용하였다. 그러나 실제 운영궤도는 접촉궤도 요소를 사용하게 된다. 따라서 초기 궤도 설계에 대한 한계가 존재하며 실제 운영과 직접적으로 관련된 사항들에 대한 고려는 불가능하다.

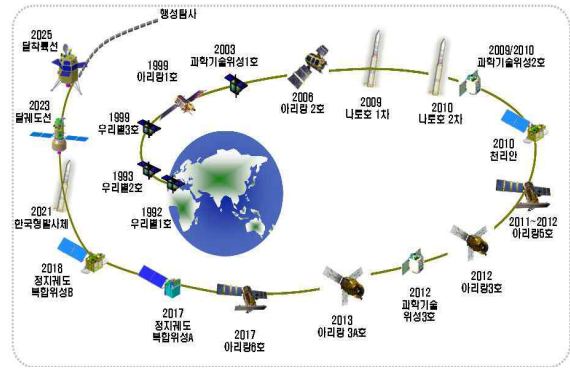


Fig. 1. 우주개발 추진 로드맵

본 논문은 기존의 해석적 방법으로 설계된 궤도에 미세 조정을 수행하여 임무궤도를 재설계하였다. 기존의 방법으로 고려가 불가능한 사항, 즉 지상국과의 교신시간 최대화 및 지방시의 정밀시간 조정 및 변화 최소화 등을 고려하여 기존의 성능에는 큰 영향을 주지 않으면서도 실제 운영시에 필요한 요구사항을 반영하도록 임무궤도를 재설계하였다. 그 과정에서 상용 S/W인 STK와 Matlab의 최적화 툴을 기반으로 비선형 시뮬레이션 기반 수치 최적화 기법을 적용하였으며, 수치적 최적화와 비선형 시뮬레이션을 통합하여 정밀한 임무궤도 요소를 설계하였다.

II. 본 론

2.1 태양동기궤도 설계

가. 고전적 설계 방법

태양동기궤도는 위성의 궤도 평면과 태양시선 벡터 사이의 각을 일정하게 유지함으로써 태양으로부터 일정한 조도를 확보할 수 있는 특성을 갖는다. 위성이 지구 남반구에서 북반구로 올라갈 때 지구 적도면에서의 교점 (승교점)과 태양과 이루는 각의 차이를 지방시 (LTAN, Local Time of Ascending Node)라 일컫는다. 태양동기궤도 설계시 승교점에서 위성의 지방시를 일정하게 유지하기 위한 승교점의 위치는 태양과 일정한 간격을 유지한 채 태양과 동일한 각속도를 가지도록 해야 한다. 따라서 1년 (365.24 day)동안 지구가 태양주위를 360° 공전하므로 지구에서 본 태양의 각운동 속도는 식 (1)과 같은 값을 갖는다[3-7].

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

승교점의 이동은 지구 중력장의 불균일성, 지

구 모양의 비대칭성, 태양과 달의 인력 등에 의하여 발생하는 것으로서 특히 지구의 극반경과 적도 반경의 차이에 의한 J2 효과가 가장 주된 요인이다. J2 효과를 고려한 승교점 이동 각속도는 아래와 같이 식 (2)로 표현한다.

$$\dot{\Omega}_{J2} = -\frac{3}{2(1-e^2)^2} n J_2 \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \cos i \quad (2)$$

여기서, e 는 궤도 이심률

J_2 는 지구의 2차 Zonal harmonic 계수

R_e 는 지구의 평균적도 반경

a 는 궤도의 장반경

i 는 궤도경사각

$n (= \sqrt{\mu/a^3})$ 는 궤도의 평균운동

따라서 태양동기궤도 설계는 식 (1)과 식 (2)을 이용하여 식 (3)을 만족하는 궤도 요소를 구하는 과정이다.

$$\dot{\Omega}_S = \dot{\Omega}_{J2} \quad (3)$$

Fig. 2는 식 (3)을 만족하는 그림으로 지표면으로부터 위성의 고도 400km에서 1000km 사이의 태양동기궤도를 도시한 그림이다.

태양동기궤도는 위성의 지방시를 일정하게 유지시키고자 하는 목적으로 설계된다. 특히 저궤도 지구관측 위성의 경우 목표 지점에 대한 관측 영상을 확보하기 위해 일정한 조도를 확보하는 것은 매우 중요하다. 여기서 태양과 위성의 궤도면이 이루는 각도를 시간으로 표현할 수 있다. 이것을 일반적인 위성의 지방시라 일컫고 다음과 같이 식 (4)로 표현한다.

$$H_{node}(t) = 12:00 + [\Omega(t) - \alpha_s(t)] \quad (4)$$

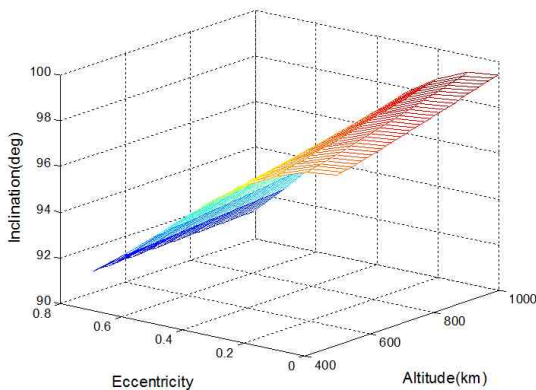


Fig. 2. 태양동기궤도 위성의 궤도 요소

여기서 $\Omega(t)$ 는 궤도에 대한 승교점 적경, $\alpha_s(t)$ 는 평균태양의 적경을 나타낸다. 이때 지방시는 승교점 적경에 대하여 승교점 (Ascending Node)을 기준으로 한다[4,5].

지상반복 주기는 태양동기궤도 설계시 고려해야 할 또 하나의 중요한 인자이다. 대부분의 저궤도 위성은 지구 관측 및 정찰 임무를 목적으로 설계되며 우리나라의 다목적위성 2호와 3호의 경우 28일 동안 (Revisit Time) 지구를 409회 (409Rev./28day) 회전한다. 특히 28일 후 동일한 지상궤적을 반복하게 되는 특성을 가진다. 이러한 지상반복궤도의 목적은 목표물을 주기적으로 재방문하여 동일한 목표 지점을 관측하려는 것으로서 적도를 통과하는 순간을 기준으로 주기가 결정된다. 일반적인 궤도의 주기는 근지점으로부터 근지점까지의 주기를 의미하며 접촉 궤도에 의한 근지점 주기는 식 (5)와 같다[9].

$$P = \frac{2\pi}{n} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (5)$$

반복 궤도를 설정하기 위해서 반복 궤도 주기(P)와 회전수(Q, revolution)를 정해야 한다. 이들의 관계는 아래 식 (6)과 같다.

$$\frac{Q}{P} = \frac{2\pi}{\lambda_s} \quad (6)$$

여기서 λ_s 는 한 승교점 주기 (Nodal Period) 이후의 지상궤적의 이동을 나타낸 것으로 위의 수식과 아래의 식 (7)을 이용하여 궤도의 장반경과 고도를 구할 수 있다.

$$H_0 = \mu^{1/3} \left(\frac{2\pi P}{D \times Q} \right) - R \quad (7)$$

식 (7)는 궤도 초기 고도를 구하는 식으로써 여기서 R 는 지구의 반경, D 는 지구 항성주기를 나타낸다. 식 (7)에서 궤도의 장반경은 식 (2)에 재적용하여 궤도 경사각의 계산이 가능하다[10]. 위와 같은 설계 절차는 프로그램 형태로 널리 공지되어 있다[11]. 그러나 대부분의 방법에 있어서 J2 효과만을 고려하고 있으며, 위성 운영시 설계 값과 실제 값의 차이는 불가피하게 발생된다. 이러한 차이를 보상하기 위해 주기적인 궤도 기동을 수행하여 지방시를 보정하고 있다.

나. 시뮬레이션 기반 최적화 방법

일반적인 최적화 문제는 성능지수를 최소화 또는 최대화함과 동시에 동적, 정적 구속 조건을 만족하는 설계변수를 구하는 문제로서 다음과 같이 정의할 수 있다[12].

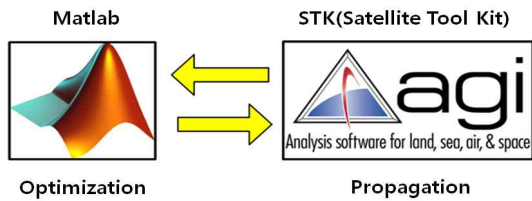


Fig. 3. 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \tag{8}$$

$$h_i(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = 0, \quad i = 1, 2, \dots, m \tag{9}$$

$$g_i(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \leq 0, \quad i = 1, 2, \dots, m \tag{10}$$

$$J = \phi(\mathbf{x}(t_f), \mathbf{u}(t_f), t_f) + \int_{t_0}^{t_f} L(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) dt \tag{11}$$

위의 최적화 문제는 동적, 정적 구속조건을 만족하는 설계변수 (\mathbf{x}, \mathbf{u}) 중에서 성능지수를 최대화 또는 최소화하는 (\mathbf{x}, \mathbf{u}) 를 찾는 문제이다. 위 식에서 \mathbf{x} 는 상태 변수, \mathbf{u} 는 제어 변수, t 는 시간을 나타낸다. 식 (8)은 동적 구속식으로 보통 미분방정식 형태이며 시스템의 운동방정식을 나타낸다. 식 (9)와 (10)은 정적 구속 조건을 의미하며, 식 (11)은 성능지수를 나타낸다. 이때 성능지수는 물론 각종 구속 조건을 나타내는 수식들이 Explicit하게 표현되어야 한다[13]. 그러나 위성의 궤도 해석이나 임무설계에 있어서, 특정 지표를 간단한 수식으로 표현이 불가능한 경우가 대부분이다. 예를 들어, 모든 교란력을 고려한 승교점 이동 속도, 특정 지상국과의 교신시간 등은 해석적 수식으로 표현이 불가능하다.

따라서 본 논문에서는, 궤도 설계 초기 단계에서부터 비선형 시뮬레이션과 수치 최적화 기법을 이용하여 앞에서 설명한 단점을 해결하고자 한다. Fig. 3은 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법을 대략적으로 설명하고 있다. STK는 고정밀도의 비선형 시뮬레이션을 주로 수행하며, 궤도 전파는 물론 수식으로 표현이 불가능한 정보를 생성한다. Matlab은 STK를 통해 얻은 정보를 바탕으로 위성의 태양동기성, 지방시 유지 및 지상국과의 교신 최대화 등을 구속 조건 및 성능지수로 활용하여 요구되는 궤도를 설계할 수 있다.

2.2 설계 예제

본 연구에서 제안하고 있는 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법은 수식으로 적용이 불가능한 부분을 시뮬레이션으로 대체하여 최적화를 수행한다. STK의 궤도 전파기를 이용하여

정밀한 태양동기궤도 설계가 가능하며, 특히 위성 운영시 고려가 필요하지만 수식 표현이 불가능했던 지상국과의 교신시간 최대화, 지방시의 정밀 조정에 최적화 등에 적용이 가능하다. 뿐만 아니라 지구의 모든 중력장 (본 연구에서 WGS84_EGM96 모델의 22 degree, 22 order를 적용) 및 태양, 달 인력등의 고려가 가능하다.

가. 태양동기궤도 설계 (고전적 방법과 시뮬레이션 기반 수치 최적화 기법의 비교)

고전적인 태양동기궤도 설계시 식 (3)을 이용하여 해석적인 방법을 적용하였다. 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법을 고려하려면 우선 승교점 적경의 각운동 속도 $(\dot{\Omega}_n)$ 와 태양의 각운동 속도 $(\dot{\Omega}_s)$ 가 일치하도록 궤도의 경사각을 구할 수 있어야 한다. 여기서 태양의 각운동 속도 $(\dot{\Omega}_s)$ 는 식 (1)과 같은 $(0.9856 \text{ deg./day})$ 값을 가지게 되며, 승교점 적경 각운동 속도 $(\dot{\Omega}_n)$ 는 매 순간 변하는 값이다. 따라서 매 시뮬레이션 시간 (t_i) 에서의 승교점 적경 (Ω_i) 를 식 (12)와 같이 1차 선형함수로 표현할 수 있다.

$$\Omega_i = \Omega_o + \dot{\Omega}_n \times (t_i - t_o) + \dots \text{Error} \tag{12}$$

최소자승법 (Least square curve fitting)을 이용하여 승교점 적경 $(\dot{\Omega}_n)$ 을 구할 수 있으며, 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법 적용시 태양동기궤도를 설계하기 위한 성능지수는 식 (13)과 같이 표현할 수 있다.

$$J = (\dot{\Omega}_n - \dot{\Omega}_s)^2 \tag{13}$$

아래 Fig. 4는 해석적 방법과 비선형 시뮬레이션 기반 수치 최적화 기법을 적용하여 얻은 태양동기궤도를 비교한 그림이다. 동일한 고도에 대해 0.05deg. (7일 시뮬레이션) 경사각 차이가 발생하며 이는 비선형 시뮬레이션 기반 수치 최적화 방법을 적용하면 고계도 부분 (Higher order and degree)이 모두 포함되어 있지만 해석적 방법에서 J2 효과 적용시 간략화된 수식을 적용하는 과정에서 고계도 부분의 수식이 생략되면서 발생하는 것으로 파악되며, 시뮬레이션 기간이 길어질수록 오차는 더 커지는 것을 확인하였다. 결과적으로 태양동기성과 관련된 지방시의 변화를 살펴보면, 고전적 방법에 비하여 정밀한 태양동기궤도가 설계된 것을 확인할 수 있었다[14]. 이것은 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법을 적용할 때 기존의 방법에 비하여 정밀한 궤도 설계가 수행되었음을 보여주는 것이다.

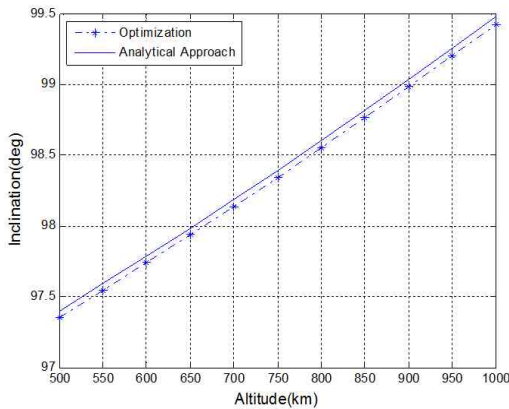


Fig. 4. J_2 환경에서의 태양동기궤도($\dot{\Omega}_R$ vs $\dot{\Omega}_R$) (시뮬레이션 기반 수치 최적화 기법 vs 해석적 방법)

나. 태양동기궤도 및 지상궤적 반복 궤도 설계

고전적인 태양동기궤도 및 지상궤적 반복궤적 설계에서는 J_2 효과만을 고려한다. 반면, 본 논문에서 제안한 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법을 이용하여 지구의 모든 중력장을 고려하려면 우선 승교점 적경의 각운동 속도 ($\dot{\Omega}_{HPOP}$)와 태양의 각운동 속도 ($\dot{\Omega}_S$)가 일치하도록 궤도의 장반경과 경사각을 구할 수 있어야 한다. 이는 현실적인 의미에서의 태양동기궤도라 할 수 있다.

$$\Omega_i = \Omega_o + \dot{\Omega}_{HPOP} \times (t_i - t_o) + \dots Error \quad (14)$$

최소자승법을 이용하여 매 시간에 대한 승교점 적경 ($\dot{\Omega}_{HPOP}$)을 구할 수 있으며 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법 적용시 태양동기궤도를 설계하기 위한 성능지수는 식 (15)와 같이 표현할 수 있다.

$$J = (\dot{\Omega}_{HPOP} - \dot{\Omega}_S)^2 \quad (15)$$

위 식을 최소화하는 궤도가 곧 모든 중력장을 고려한 태양동기궤도를 의미하는 것으로 태양과 달의 인력까지 고려가 가능하다.

Fig. 5는 지상궤적 반복에 관한 구속조건을 설명하는 그림으로 최초 적도 통과시 경도를 (L_1)이라 정의하고 STK의 시뮬레이션 정보를 이용하여 위치를 구할 수 있다. 또한 재방문주기 (T) 시간동안 N 회 궤도 운동 후 적도 통과시 경도를 (L_{n+1})라 하면 지상궤적 반복에 대한 구속조건은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$L_1 = L_{N+1} \quad (16)$$

$$t_{N+1} - t_1 = T \quad (17)$$

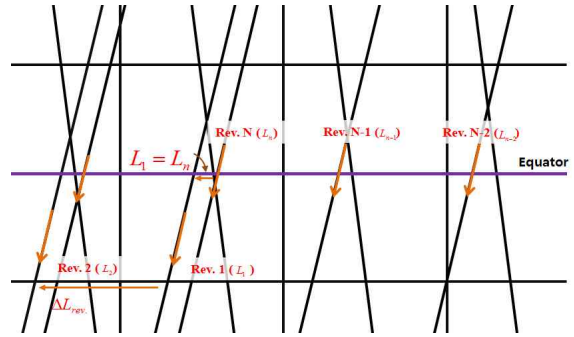


Fig. 5. 지상궤적 반복 주기($L_1 = L_{n+1}$)

여기서 (t_{N+1})은 (L_{n+1})을 통과하는 시간으로 나타낸다. 고전적 설계 방법과는 달리, 모든 교란력을 고려한 비선형 시뮬레이션 및 최적화 방법을 적용하여 식 (15)을 최소화하고, 식 (16)-(17)를 만족하는 궤도를 계산함으로써 태양동기궤도 설계가 가능하다.

위의 성능지수 및 구속조건을 활용하여 다목적위성시리즈와 비슷한 저궤도위성의 태양동기궤도 및 지상궤적 반복 궤도 설계에 적용해 보았다. 우선 다목적위성 2호와 3호는 모두 28일의 재방문주기를 가지며, 그 동안 409회 지구를 회전하기 때문에 L_1 은 L_{410} 과 동일해야 하며, 시간 차이는 곧 재방문 주기 (T)와 동일해야 한다.

Table 1은 기존의 해석적 방법과 이를 비교하기 위하여 지구의 모든 중력장 및 태양, 달의 인력을 동시에 고려하여 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법을 이용하여 얻은 결과를 비교하고 있다. 본 예제에서는 장반경 및 경사각을 설계 변수로 설정하여 미세조정을 수행하였다. 그 결과 지상궤적 반복에 있어서 최초 경도와 재방문 주기 이후 첫 번째 경도 차이 ($|L_1 - L_{410}|$)

Table 1. 태양동기/지상궤적 반복 궤도 설계 결과

Epoch:2011Sep15 12:00:00 UTC	J2 해석적 방법	비선형 수치 최적화
장반경(km)	7072.4303	7072.6152
경사각(deg)	98.1220	98.1788
이심률	0.00046	<= 동일
근지점(deg.)	0	<= 동일
승교점(deg.)	151	<= 동일
평균근점이각(deg.)	0	<= 동일
$ L_1 - L_{410} $ (deg.)	0.1983	1.4e-04

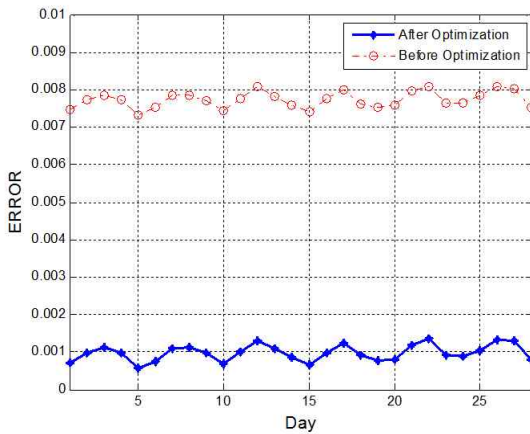


Fig. 6. Error($|\dot{\Omega}_{HPOP} - \dot{\Omega}_s|$) 결과 비교 (최적화 전후 비교)

도 확연하게 줄어든 것을 확인할 수 있었다. 또한 Fig. 6은 고전적 설계 방법과 본 논문에서 제안하고 있는 비선형 시뮬레이션 기반 최적화 기법을 이용하여 구한 승교점 변화율을 서로 비교하고 있다. 후자 방법에 의한 설계 결과가 태양의 각운동 속도 (0.9856 deg./day)에 더 근접한 값을 가진다. 따라서 기설계된 태양동기궤도에 비하여 더 정밀한 태양동기궤도 및 지상궤적 반복궤도가 설계되었음을 확인할 수 있다.

다. 지방시의 정밀 시간 조정 및 변화 최소화

위성의 운동은 지구의 중력장 및 태양, 달의 인력 등 교란력 때문에 매 순간 변하게 된다. 특히 태양동기궤도는 교란력을 이용하여 위성의 지방시를 일정하게 유지시키는 것을 의미하는 것으로서 고전적 설계 방법은 주로 지구의 J2 효과를 고려하기 때문에 위성 운영시 지방시의 변화는 불가피하게 발생된다. 지방시 변화가 일정 부분 이상 벗어나면 위성의 임무 특성상 궤도조정을 수행해야하며, 이것은 곧 연료사용을 의미한다.

본 설계 예제는 매 승교점에서 최초 지방시를 정밀하게 조정함과 동시에 그 변화가 최소화되는 것을 목적으로 한다. 따라서 식 (18)과 같이 성능 지수로 표현이 가능하다.

$$J = \sum_{i=1}^N \Delta H_i^2 \tag{18}$$

위 식에서 ΔH_i 는 식 (19)와 같이 표현이 가능하며,

$$\Delta H_i = H_i - H^* \tag{19}$$

여기서 H_i 는 실제 지방시, H^* 는 명목상 설계

지방시를 의미한다. 여기서 명목상 지방시는 10시 30분 (10.5 hour)로 설정하였다. 따라서 위 식 (18)을 최소화 한다면, 최초 설정된 지방시가 정밀하게 조정됨을 의미한다.

또한 지방시 변화를 일정하게 유지시킨다는 것은 정밀한 태양동기궤도 설계와 동일한 의미이다. 따라서 식 (20)과 같이 구속조건으로 표현할 수 있다.

$$\dot{\Omega}_{\min} < \dot{\Omega}_{HPOP} < \dot{\Omega}_{\max} \tag{20}$$

여기서 ($\dot{\Omega}_{HPOP}$)는 매 순간 변하는 값으로 식 (14)와 같이 최소화승법을 적용하였다. 결국 지구 모든 중력장을 고려한 식 (20)의 구속 조건을 만족하면서 식 (18)의 성능지수가 최소가 되도록 계산한다면 명목상의 설계 지방시 (H^*)를 최대한 만족하는 정밀한 태양동기궤도를 설계할 수 있다.

그 결과는 Table 2를 통해 확인할 수 있다. 기존의 해석적 방법에서 얻은 결과를 초기값으로 설정하고 경사각과 승교점을 설계 변수로 정하여 미세조정을 수행하였다. Fig. 7은 28일 동안 각 노드 (1~410번)에서 지방시 변화를 나타내는 것으로서 고전적 설계 방법과 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법을 적용하여 구한 지방시 변화를 서로 비교하였다. 후자의 방법으로 얻은 설계 결과는 승교점 이동 속도 (0.9853 deg./day) 값을 나타내며, 명목상 지방시 10시 30분 (10.5 hour)에서 거의 벗어나지 않는 것을 확인할 수 있다. 이에 반하여 최적화 전 고전적 방법으로 설계된 궤도는 시간이 지남에 따라 명목상 지방시와 차이가 점차 증가하는 것을 확인할 수 있다[15,16].

Table 2. 지방시 변화 최소화 궤도 설계 결과

Epoch:2011Sep15 12:00:00 UTC	J2 해석적 방법	full 교란력 비선형 최적화
장반경 (km)	7072.4303	<=동일
경사각 (deg.)	98.1220	98.1763
이심률	0.00046	<=동일
근지점 (deg.)	0	<=동일
승교점 (deg.)	150.2863	150.2863
평균근점이각 (deg.)	0	<=동일

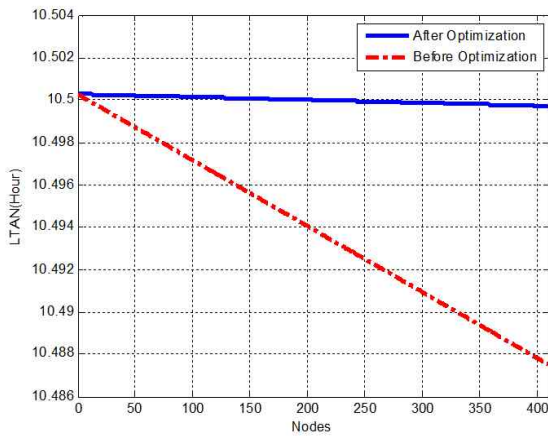


Fig. 7. 승교점에서의 지방시 비교 (최적화 전후 비교)

라. 지상국과 교신시간 최대화

본 설계 예제에서는 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법을 적용하여 위성과 지상국의 교신시간이 최대화되도록 초기 궤도를 재설계하였다. 이때 지구 모든 교란력 및 태양, 달의 인력을 고려하여 위성의 최초 성능을 유지함과 동시에 기존의 방법보다 더 정밀한 태양동기궤도 설계를 목적으로 한다.

지상국 (대전, 한국항공우주연구원)과 매 교신 (N 회)에 대한 총 관측 시간을 (ΔT_i)라 정의하면 총 교신시간은 아래 식 (21)과 같이 표현 가능하다.

$$J = \sum_{i=1}^N \Delta T_i \quad (21)$$

위의 성능지수가 최대값을 가지면 위성의 각 교신마다 28일 기간 동안 지상국과 교신시간이 최대가 됨을 의미한다.

뿐만 아니라 정밀한 태양동기궤도를 설계하기 위해 승교점 이동 각속도를 식 (20)과 같이 구속 조건으로 적용하고, 장반경은 (7000~7200km)내의 값을 갖도록 경계조건으로 설정했다. 따라서 식 (21)를 최대화하고 식 (20)을 만족하는 궤도를 계산함으로써 태양동기궤도를 만족함과 동시에 지상국과 교신시간은 최대화되는 궤도를 설계할 수 있다.

28일간 시뮬레이션 및 최적화 과정을 통해 얻은 결과는 Table 3을 통해 확인할 수 있다. 기존의 해석적 방법을 초기 조건으로 설정하였고, 장반경과 경사각을 설계 변수로 설정하여 미세조정을 수행했다. 그 결과 장반경은 주어진 경계 조건 내의 값으로 수렴되었으며, 경사각 역시

Table 3. 지상국과의 교신시간 최대화 설계 결과

Epoch:2011Sep15 12:00:00 UTC	J2 해석적 방법	비선형 수치 최적화
장반경(km)	7072.4303	7162.5944
경사각(deg)	98.1220	98.5512
이심률	0.00046	<=동일
근지점(deg)	0	<=동일
승교점(deg)	151	<=동일
평균근점이각 (deg)	0	<=동일

Table 4. 지상국과 교신시간 및 태양동기성 비교(최적화 전후 비교)

	최적화 전	최적화 후
승교점 이동 각속도 변화율 (deg./day)	0.9789	0.9857
총 교신시간 (sec)	66,870	77,681

태양동기성을 만족하는 값을 갖도록 수렴되었음을 확인하였다. Table 4는 승교점 이동 각속도 변화율과 교신시간에 대하여 최적화 전후를 비교한 표이며, 28일의 최적화 후 총 교신시간은 약 3시간 (10,811초) 증가되었고, 승교점 이동 각속도 변화율은 (0.9857 deg./day) 값을 나타냈다. 따라서 의도한 바와 같이 태양동기성 및 지상국과의 교신시간에 대한 결과를 얻을 수 있었다.

III. 결 론

본 연구는 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법의 적용시 기존의 고전적 설계 방법에 비하여 더 정밀한 초기궤도 설계가 가능함을 보였다. 본 논문에서 제안하고 있는 방법은 태양동기궤도 및 지상궤적 반복궤도 설계에 적용이 가능할 뿐만 아니라 지구 중력장의 고차항들을 고려함과 동시에 태양 및 달의 인력 등을 모두 고려한 임무궤도의 설계가 가능하다. 본 논문의 설계 예제는 해석적인 방법의 적용이 불가능한 사항을 고려할 수 있음을 보여주고 있다. 예를 들어 지방시 정밀 시간 조정 및 변화 최소화, 지상국과의 교신시간 최대화와 같이 실제 위성 운영시 필요하지만 기존의 방식으로는 고려가 불가능

했던 사항에 대하여 적용 가능함을 보였으며 임무궤도 설계 결과를 도출하였다. 뿐만 아니라 최적화 방법을 시뮬레이션과 연동하여 성능지수 및 구속조건의 다양한 적용이 가능해졌다. 이는 위성의 최초 요구사항을 최대한 만족하면서도 필요에 의해 위성을 효율적으로 운영할 수 있음을 의미한다.

따라서 비선형 시뮬레이션 기반의 수치 최적화 기법은 고전적 임무궤도 설계 방법을 대체할 수 있는 방법으로 정밀한 초기궤도 설계뿐만 아니라 임무의 범위를 확장 적용할 수 있는 현실적인 대안이 될 수 있을 것으로 판단된다. 한편 현재 이슈가 되고 있는 다중위성 개념에 적용 가능하다. 성능지수 및 구속조건의 개발이 선행된다면 이 문제를 본 논문에서 제안하고 있는 방법을 적용하여 구체적인 해결책을 제시할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 위성임무관계사업 중 일부인 “다중위성관제를 위한 궤도 임무분석 및 운영에 관한 연구”로서 위탁 수행되었습니다.

참고문헌

1) http://www.phpschool.com/link/yonhap_news/144
 2) 정옥철, 최수진, 천이진, 김해동, 정대원, 천용식, 김학정, 이병선, “아리랑 2호 궤도조정 결과 분석” 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2011
 3) Vallado, D. A., *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, McGraw-Hill, New-York, 2001.
 4) 이상률, 김응현, 김학정, “태양동기특성을 고려한 다목적실용위성의 최적 초기 경사각,” 한국항공우주학회지, 제27권, 제6호, pp. 66~72, 1999.

5) Boain, Ronald J., A-B-Cs of Sun-Synchronous Orbit Mission Design, 14th AAS/AIAA SpaceFlight Mechanics Conference, 2004
 6) 김학정, 홍영석, “J2 효과를 이용한 태양동기위성의 궤도설계”, 한국항공우주학회지, 제 21 권 제 4호, pp.73 ~ 82, 1993
 7) 이지만, 노태수, 정옥철, 정대원, “지구 모든 중력장을 고려한 태양동기궤도 최적 경사각 설계에 관한 연구,” 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집 pp. 1439 ~ 1442, 2011.
 8) 이병선, 이정숙, “동결궤도의 초기 이심률 선택과 그에 따른 궤도의 진화” 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집 PP. 374 ~ 380, 1996
 9) 황유라 이병선 김재훈 “반복지상궤적 궤도 획득과 유지를 위한 저궤도 위성의 평균 궤도요소 변환에 따른 승교점 주기 계산” 한국항공우주학회 추계학술발표회, pp. 759 ~ 1624, 2008
 10) 박상영, 다목적실용위성3A호 임무궤도 특성 분석에 관한 연구, 연구보고서, 한국항공우주연구원, 2011.
 11) <http://www.cdeagle.com/ommatlab/odesign.pdf>
 12) J. S. Arora, *Introduction to optimum Design*, Elsevier Inc., 2004
 13) O. Abdelkhalik and A. Gad, “Optimization of Space Orbits Design for Earth Orbiting Missions,” *Acta Astronautica* Vol. 68, pp. 1307~1317, 2011.
 14) 노태수, 다중위성관제를 위한 궤도 임무분석 및 운영에 관한 연구, 한국항공우주연구원, 2012
 15) 이병선, 황유라 윤재철, 정옥철, “반복 지상궤적 태양동기 위성의 기준 교점경도,” 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집 pp. 1050 ~ 1053, 2009.
 16) Byoung-Sun Lee, “Variations of The Local Time of Asecending Node for the Initial Inclinations of the KOMPSAT” *J. Astron. Space Sci.* Vol. 16(2), pp. 167~176, 1999.