論文

저계산량의 정지위성 탑재용 위치유지 시스템에 관한 연구

박봉규*, 탁민제**, 방효충**, 최재동***

Compute Effective Onboard Stationkeeping System for Geostationary Satellites

Bong-Kyu Park*, Min-Jea Tahk**, Hyo-Choong Bang** and Jae-Dong Choi***

ABSTRACT

This paper proposes a new autonomous stationkeeping system suitable for geostationary satellite and conducts computer simulation to verify the proposed algorithm. The proposed onboard system receives pseudo-range signal from ground equipments located at two different position with long baseline, determines the orbit error in realtime and generates orbit control commands. For minimized onboard stationkeeping logic and better reliability, the orbit controller is designed to generate control signal to have the orbit roughly follow predetermined reference range data which is generated through ground based computer simulation. The reference range data is assumed to be uploaded with time tag. A simple orbit controller is proposed which combines the reference ΔV and feedback control signal. Finally, the performance of the proposed system is verified through the computer simulations

초 록

본 논문에서는 새로운 개념의 정지위성의 탑재용 자동위치유지 시스템을 제안하고 시뮬레이션을 통하여 그 성능을 분석하였다. 제안된 탑재용 자동위치유지 알고리즘은 지상의 두 지점에 위치한 장비로부터 Pseudo-Range 신호를 수신하여 실시간 궤도결정을 수행한 다음 이를 바탕으로 궤도제어 명령을 생성한다. 탑재용 위치유지 알고리즘의 로직을 최소화하기 위하여 지상 시뮬레이션을 통하여 계산된 기준궤도의 Range 데이터를 시간 태그와 함께 탑재하여 이를 추종하도록 하는 방식을 사용하였다. 궤도제어 알고리즘은 기준궤도의 생성에 사용된 기준 ΔV 와 칼만필터 추정변수의 피드백 제어명령을 동시에 사용하는 방법을 통하여 탑재 알고리즘의 로직을 최소화하였다. 마지막으로 시뮬레이션을 통하여 제안된 시스템의 성능을 분석하였다.

Key Words : Autonomous Stationkeeping(자동 위치유지), Geostationary Satellite(정지위성), Onboard Stationkeeping(탑재용 위치유지)

1. 서 론

† 2003년 5월 15일 접수 ~ 2003년 8월 23일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 통신위성체제그룹
연락처, E-mail : pbk@kari.re.kr
대전시 유성 어은동 45번지

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

*** 정회원, 한국항공우주연구원

정지궤도위성은 정상적인 운용을 위하여 운용 경도를 기준으로 정해진 범위 내에 위치하도록 지상 명령을 통하여 제어된다. 지구의 비대칭중력장 및 태양과 달의 인력, 태양풍 등은 정지위성에 작용하는 섭동으로서 이들에 의한 궤도이탈

을 방지하기 위하여 수행되는 것이 위치유지 작업이다. 기존의 정지궤도 위치유지는 지상에 위치한 추적장비를 이용하여 위성의 궤도를 추정하고 지상 명령을 통하여 궤도를 수정하는 방식으로 진행된다.

이러한 위치유지 작업은 무궁화위성을 예로 들면 7일 주기로 이루어진다. 이 경우 7일 동안, 동서위치유지 2번, 남북위치유지 1번 모두 3번의 궤도기동을 수행하며 2일 이상동안 궤도추적데이터를 수집하고 2번 이상의 궤도결정을 수행한다. 운용 위성의 수가 늘어날 경우 작업의 빈도는 기하급수적으로 늘어나게 된다. 이러한 작업들은 전용 소프트웨어를 이용하여 수행되지만 운용자의 경험에 많은 의존을 하게된다. 따라서 이러한 복잡한 위치유지작업을 자동화할 경우에 얻게되는 이득은 상당하다고 볼 수 있다.

위치유지작업의 자동화 문제에 대한 부분적인 연구는 1960년대에도 이루어 졌지만 완전한 형태의 구성은 1979년에 Vandy 와 Plummer에 의하여 제안되었다.¹ 그들이 제안한 시스템은 태양, 지구 및 별센서 데이터를 이용하여 궤도결정을 수행하고 $\pm 0.1''$ 내로 위성의 위치를 제어한다. 이 과정에서 Least Square Fit 기법과 기존의 위치유지 알고리즘이 사용되었다. Chao 는 전시 상황 등에 의하여 지상장비가 파괴되는 시나리오를 가정하여 궤도결정 기능을 포함하지 않고 수개월 동안 위성의 생존이 가능하도록 준자동 위치유지(Semi-Autonomous Stationkeeping) 기법을 제안하였다.² 또한 Chao는 GPS를 이용한 자동위치유지 시스템을 제안하였고 정밀한 궤도 시뮬레이션을 통하여 그 타당성을 검토하였다.³ Wertz 등은 GPS 위성 신호를 이용한 저궤도 위성의 궤도제어 문제를 다루고 있으며 시험위성에 실제 적용하여 가능성을 입증하였다.^{4,5}

GPS 위성은 지상으로부터 20,000Km상공에 위치한 24개의 원형궤도 위성으로서 사용자는 이 중에서 4개 이상의 위성으로부터 신호를 수신하여 현재 사용자의 위치 데이터를 얻을 수 있다. 하지만 정지궤도위성의 경우는 GPS보다 높은 지상 36,000Km에 위치해 있으므로 지구반대편에 위치한 GPS 위성으로부터 신호를 받아서 궤도를 결정하는 방식을 사용하여야 한다. 하지만 이 경우는 지구의 차단에 의하여 수신 가능한 GPS 위성의 개수가 감소하고 거리에 의한 신호의 감쇄 현상은 수신 안테나의 크기 증가를 불가피하게 한다. 이는 위성의 무게 증가로 이어지고 발사 및 운용에 필요한 비용을 증가시키게 된다. 더욱이 P코드 대신 C/A 코드를 사용해야 하는 경우에

는 대상 정지궤도 위성에 정밀한 원자시계를 탑재해야하는 단점이 있다.

따라서 본 논문에서는 이러한 문제점을 해결하기 위하여 GPS 위성 대신에 지상의 두 지점에 위치한 장비로부터 GPS와 유사한 형태의 Pseudo-Range 신호를 수신하여 궤도를 결정하고 제어하는 방식의 탑재용 자동위치유지 시스템을 제안하고 분석하였다. 탑재용 궤도제어 알고리즘으로서 갖추어야 할 기본적인 요구사항인 적은 계산량 및 신뢰성에 중점을 두어 알고리즘을 구성하였다.

II. 제안 거리측정 시스템 구성

본 논문에서는 Fig. 1에서와 같이 GPS 대신에 지상에 위치한 2개의 지상송신장비를 이용하여 궤도결정을 수행하는 방안을 제안하였다. 지상 송신시스템을 사용할 경우 GPS에 비하여 정지위성까지의 거리가 가깝고 고출력 구현이 가능하기 때문에 위성에 탑재된 수신용 안테나의 크기를 대폭적으로 줄일 수 있다는 장점이 있다. GPS를 사용하는 경우 GPS와 위성사이의 거리는 최대 68,000Km까지 멀어지지만 지상에 위치한 송신소를 사용할 경우는 약 37,000Km 내외의 거리가 된다. 여기서 지상송신 장비는 원자시계를 이용하여 GPS와 동일하거나 유사한 신호를 송출하는 시스템으로 가정하였다. 두 송신소의 신호 생성을 동기 시키기 위하여 지상의 송신소 중의 하나를 기준 시간으로 삼고 전용선을 통하여 나머지 지상 송신소의 원자시계를 주기적으로 동기 시킨다.

두 개의 지상 송신소와 위성은 자신의 시계에 의존해 동시에 동일한 형태의 신호를 발생한다. 위성에서는 지상으로부터 수신한 신호를 자신이 생성한 신호와 비교하여 Pseudo -Range 데이터를 측정한다. 따라서 본 시스템에서 위성에 탑재된 클럭의 정확도는 매우 중요하며 시스템의 성능에 결정적인 영향을 미친다. 본 논문에서는 지상에 위치한 각각의 송신소는 정밀한 원자시계

Fig. 1. Proposed Ranging System

(1×10^{-13} stability)를 사용하는 것으로 가정하였고 위성은 가격적인 부담을 고려하여 이보다 낮은 성능의 Precision Crystal Clock(1×10^{-11} stability)을 탑재한 것으로 가정하였다.³

GPS 수신기의 경우 최소 4개 이상의 GPS 위성으로부터 신호를 받아서 위치를 계산하도록 되어 있으므로 4개의 지상 송신소를 사용하는 것이 가장 이상적이지만 본 연구에서는 비용등의 요소를 고려하여 2개의 송신소만을 사용하고 칼만필터를 이용하여 필요한 변수를 추정하는 시스템을 제안하고 분석을 하였다. 2개의 송신소를 사용할 경우에는 비교적 저렴한 가격에 시스템을 구성할 수 있고 근접한 2기 이상의 위성에 대해서 동시 서비스를 수행하는 경우에는 2개 이상의 기준관제 시스템을 이용하는 경우와 비교하여 단가가 훨씬 저렴하다는 장점이 있다. 본 시스템에는 방위각(Azimuth) 및 양각(Range) 데이터는 포함을 시키지 않았는데 그 경우는 여러 위성에 대한 동시 서비스가 불가능해 지기 때문이다. 사용되는 송신소의 개수를 줄일 경우는 지상설비 구성에 필요한 비용절감 뿐만 아니라 탑재되는 기준궤도 데이터의 양도 줄어들기 때문에 추가적인 비용절감 효과가 있다. 하지만 2개의 지상송신소를 이용할 경우 예상되는 위의 장점에도 불구하고 나타나는 성능이 적절치 않을 경우는 이러한 접근을 재고해야 하므로 면밀한 성능분석이 사전에 이루어져야 한다.

III. 궤도제어기의 구성

가장 쉽게 생각할 수 있는 탑재용 궤도제어기는 지상 임무해석 소프트웨어의 위치유지 계획 알고리즘 등에서 사용되는 전통적인 방법을 탑재하는 것이다. 하지만 이 경우 알고리즘이 복잡하여 실시간 구현이 어려울 뿐 만 아니라 결과를 탑재 컴퓨터가 자체적으로 검토할 수가 없어 신뢰성이 문제된다.

따라서 본 논문에서는 다음 식(1)으로 표현되는 참고문헌[3]의 Fly the Wire 방식을 사용하였다.

$$\Delta V(t) = \Delta V_{LQ}(t) + \Delta V_{ref}(t) \quad (1)$$

여기서 ΔV_{ref} 는 지상에서 위치유지 시뮬레이션을 통하여 얻어진 기준 기동으로서 위성에 탑재되어지는 데이터이며, ΔV_{LQ} 는 여러 요인에 의하여 위성이 기준 궤도를 벗어나는 경우 다시 기준궤도를 회복할 수 있도록 제어하는 피드백 제어명령이다. 본 제어기를 사용할 경우 기준 궤도 및

Fig. 2. Coordinate Definition

기준기동인 ΔV_{ref} 의 계산 및 기준궤도의 계산에는 정밀한 계산 수식을 사용할 수 있다는 장점이 있다. 이러한 계산은 지상에서 이루어져 탑재 컴퓨터에 로드되는 값이기 때문이다.

피드백 제어기의 설계

앞에서 언급한 바와 같이 기준 기동의 오차나 섭동력 모델링 오차에 의해서 누적되는 궤도 오차를 제거하기 위해서 LQ 피드백 제어기를 사용한다. 피드백 제어기를 설계하기 위해서는 Fig. 2의 좌표에 대하여 표현되는 선형 궤도운동 방정식인 Hill's 방정식을 사용하였다.⁶

$$(\text{Radial}) \quad \ddot{x} = 2w_o\dot{y} + 3w_o^2x + f_x \quad (2)$$

$$(\text{In-track}) \quad \ddot{y} = -2w_o\dot{x} + f_y \quad (3)$$

$$(\text{Cross-Track}) \quad \ddot{z} = -w_o^2z + f_z \quad (4)$$

위 수식에서 f_x, f_y, f_z 는 궤도에 작용하는 섭동력을 나타내며 기호 x, y, z 는 In-track, Cross-track, Radial 방향의 성분을 나타낸다. 본 연구에서는 섭동력 및 추력기 발사를 포함하여 생성된 기준궤도를 사용하므로 정밀한 궤도모델을 사용할 경우 기준 ΔV 와 지구, 태양, 달에 의한 섭동항은 생략되어진다. 즉 섭동의 영향을 포함하여 생성된 기준궤도를 탑재하여 사용할 경우에는 탑재 컴퓨터의 정밀한 섭동 모델링 계산을 요하지 않는다. 이점은 제안하는 시스템의 장점중의 하나이다.

피드백 제어기의 설계를 위하여 샘플링 시간 간격을 T 로하고 임펄시브(Impulsive)형태로 제어입력이 주어진다고 가정한 다음 Hill's 방정식을 이산화하면 다음의 수식을 얻을 수 있다.

In-track)

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix}_{k+1} = A^* \begin{bmatrix} x \\ y \\ \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix}_k + B^* (V_{EW})_k \quad (5)$$

$$A^* = e^{A^*T} =$$

$$\begin{bmatrix} 4 - 3\cos w_o T & 0 & \frac{1}{w_o} \sin w_o T & \frac{2}{w_o} (1 - \cos w_o T) \\ -6(w_o T - \sin w_o T) & 1 & -\frac{2}{w_o} (1 - \cos w_o T) & -3T + \frac{4}{w_o} \sin w_o T \\ 3w_o \sin w_o T & 0 & \cos w_o T & 2 \sin w_o T \\ -6w_o (1 - \cos w_o T) & 0 & -2 \sin w_o T & 4 \cos w_o T - 3 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$B^* = e^{AT}B = \begin{bmatrix} \frac{2}{w_o}(1 - \cos w_o T) \\ -3T + \frac{4}{w_o} \sin w_o T \\ 2 \sin w_o T \\ 4 \cos w_o T - 3 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Cross track)

$$\begin{bmatrix} z \\ \dot{z} \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} \cos w_o T & \frac{1}{w_o} \sin w_o T \\ -w_o \sin w_o T & \cos w_o T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ \dot{z} \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \frac{1}{w_o} \sin w_o T \\ \cos w_o T \end{bmatrix} (V_{NS})_k \quad (8)$$

위의 이산화된 수식을 바탕으로 본 논문에서 사용된 피드백 제어기는 다음의 가격함수(Cost Function)를 최소화하는 제어명령을 생성하도록 하였다.

$$J_{ew} = \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{\infty} \left[y_k^2 + \left(\frac{\Delta V_x}{w_{ew}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta V_y}{w_{ew}} \right)^2 \right] \quad (9)$$

$$J_{ns} = \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{\infty} \left[z_k^2 + \left(\frac{\Delta V_z}{w_{ns}} \right)^2 \right] \quad (10)$$

여기서 반경방향(Radial) 성분 즉 x_k 는 가격함수에 포함하지 않았는데 기준궤도의 정밀 추종보다는 소모 연료량을 줄이는 방향으로 시스템을 설계하기 위함이다. 샘플링 주기를 8시간으로 설정하고 가중치를 다음과 같이 선택한 다음

$$w_{ew}^2 = \frac{w_o^2}{300}, \quad w_{ns}^2 = \frac{w_o^2}{300} \quad (11)$$

Matlab의 lqr()함수를 이용하여 피드백 제어기를 설계하면 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다.⁷

In track)

$$\Delta V_{LQ_{ew}} = \begin{bmatrix} 9.33 \times 10^{-5} \\ -2.41 \times 10^{-6} \\ 8.65 \times 10^{-2} \\ 6.70 \times 10^{-1} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} x \\ y \\ \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} \quad (12)$$

Cross track)

$$\Delta V_{LQ_{ns}} = [-6.90 \times 10^{-8}, 5.6 \times 10^{-2}] \begin{bmatrix} z \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (13)$$

위의 피드백 제어기를 하루에 3번 가동시켜 기준 궤도에 대한 오차를 수정해 준다. 피드백 제어기는 그 형태로 볼 때 계산량이 일정하고 아주 적음을 알 수 있다.

기준궤도 및 기준 기동(ΔV_{ref}) 계산

기준 기동 ΔV_{ref} 의 계산은 고전적인 위치유지 시뮬레이션을 수행함으로써 이루어진다. 위치유지

방법은 여러 가지가 있지만 여기서는 시뮬레이션을 위해 사용된 기법을 간단하게 요약하였다.^{8,9}

1) 동서 위치유지 기법

동서 위치유지를 위해서 필요한 기동의 크기 ΔV 는 다음 수식에 의해서 결정된다.

$$\Delta V_1 = -\frac{a\sqrt{(1-e^2)}}{3} \delta d_1, \Delta V_2 = -\frac{a\sqrt{1-e^2}}{3} \delta d_2 \quad (14)$$

위 식에서 ΔV_1 과 ΔV_2 는 원지점과 근지점에서 가해지는 기동속도의 크기를 나타내며 a 와 e 는 궤도의 장반경과 이심율을 나타낸다. 또한 δd_1 및 δd_2 는 경도 및 이심율 오차의 수정을 위하여 요구되는 표류속도의 변화량으로서 다음 식 (15)-(17)을 반복계산 함으로써 구해진다.

$$\delta d_2 = [l_{1o} - l_r - \frac{\dot{\omega} T^2}{2} - l_{1o} \text{sign}(f_\theta)] / 12_{hr} \quad (15)$$

$$\delta d_1 = \delta d_2 + \frac{3v_\theta \Delta e \text{sign}(f_\theta)}{2a(1-e^2)} \quad (16)$$

$$T = -(\delta d_1 + \delta d_2 + d_{1o}) / \dot{\omega} \quad (17)$$

위 식에서 d_{1o} , l_{1o} , l_r 은 위성의 초기 평균표류 속도, 초기평균경도 그리고 운용경도를 각각 나타낸다. 또한 T , $\dot{\omega}$, v_θ , Δe 는 각각 위치유지 주기, 지구 비대칭중력 포텐셜에 의한 위성의 공전 각속도, 접선속도, 위치유지 주기 동안의 이심율 변화량을 나타낸다. f_θ 는 지구중력 포텐셜에 의한 속도방향의 섭동력으로서 Tesserall Harmonics(J_{22})를 이용하여 해석적으로 계산 가능하다. $\text{sign}()$ 는 해당변수의 부호를 구하는 함수이다. 초기 평균경도 l_{1o} 는 위성의 경도 데이터를 다음의 이차함수를 Fitting하여 계산하며

$$l = \frac{1}{2} \dot{\omega} t^2 + c_1 t + c_2 \quad (18)$$

초기 표류속도 d_{1o} 는 계산된 이차 함수를 시간에 대하여 시간 미분하여 계산한다. 즉

$$d_{1o} = \dot{\omega} t_{1o} + c_1 \quad (19)$$

따라서 위의 이차함수를 얻기 위해서 위성의 경도 데이터를 저장한 다음 보간작업이 요구된다.

2) 남북 위치유지 기법

남북 위치유지는 궤도경도를 정해진 범위 안에 유지하는 기법은 여러 가지가 있을 수 있겠으나 여기서는 간단하게 다음 수식에서 나타나는

바와 같이 주기적으로 혹은 궤도경사각이 임계치에 도달할 경우 승교점에서 다음의 속도변화를 인가함으로써 궤도 경사각을 0으로 만들어 주는 방법을 사용하였다.

$$\Delta V_{NS} = V_s \sin \Delta i \quad (20)$$

위 수식에서 V_s 는 위성의 접선속도를 의미하며 Δi 는 궤도 경사각 변화량을 나타낸다. 기동 ΔV_{NS} 는 궤도 승교점에서 궤도면에 수직하게 가해진다.

위에서 살펴본 바와 같이 고전적인 위치유지 시뮬레이션은 정밀한 궤도 전파기가 필요하고 반복작업에 의하여 많은 계산량을 요구하므로 탑재 소프트웨어의 신뢰성에 문제를 야기할 수 있다. 하지만 본 제안 시스템의 경우는 지상에서 시뮬레이션을 수행하고 그 결과를 검증한 다음 탑재하는 개념이기 때문에 탑재 컴퓨터가 수행해야 하는 계산량이 적고 신뢰성이 높다고 볼 수 있다. 또한 자동 위치유지의 기준 궤도를 계산하기 위해 어떠한 복잡하고 정밀한 기법을 사용하더라도 문제되지 않는다. 최종적으로 탑재되는 것은 기준 궤도의 Range 정보와 기동 시간 그리고 기동의 크기 데이터이고 이러한 계산은 지상에 위치한 고사양의 최신의 컴퓨터를 사용할 수 있기 때문이다. 이러한 점은 본 논문에서 제안하는 자동 위치유지 시스템의 큰 장점이라고 할 수 있다.

IV. 실시간 궤도결정 알고리즘

위의 피드백 제어기의 입력으로 변수 x, y, z 및 $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ 가 요구되므로 이들을 추정하기 위한 궤도결정 알고리즘이 요구된다. 궤도 운동은 비선형 특성이 강하기 때문에 통상적으로 확장칼만 필터를 사용하지만 본 제안 시스템의 경우는 기준궤도에 대한 선형운동 방정식을 바탕으로 선형칼만필터를 구성함으로써 탑재컴퓨터의 계산량을 최소화할 수 있다.

칼만필터 알고리즘

본 논문에서는 궤도데이터의 추정을 위하여 칼만 필터를 사용하였다.1 여기서는 칼만필터 알고리즘을 간단히 요약하였다. 칼만필터에 대한 자세한 사항은 참고문헌[10]과 [11]을 참고하기 바란다.

시간 갱신(Time Update)

$$\bar{P}_{k+1} = A_k P_k A_k^T + Q_k \quad (21)$$

$$\hat{x}_{k+1} = A_k \hat{x}_k + B_k \Delta V_k \quad (22)$$

측정 갱신(Measurement Update)

$$K_{k+1} = \bar{P}_{k+1} H_{k+1}^T (H_{k+1} \bar{P}_{k+1} H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1} \quad (23)$$

$$\hat{P}_{k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) \hat{P}_{k+1} (I - K_{k+1} H_{k+1})^T + K_{k+1} R_{k+1} K_{k+1}^T \quad (24)$$

$$\hat{x}_{k+1} = \bar{x}_{k+1} + K_{k+1} (z_{k+1} - H_{k+1} \bar{x}_{k+1}) \quad (25)$$

위 식에서 P_k, Q_k, H_k, R_k 는 각각 공분산행렬, 프로세서 잡음강도, 측정 행렬, 측정잡음강도를 나타낸다.

시스템 방정식

정지궤도 추정용 탑재필터를 설계하기 위해서는 먼저 시스템의 상태변수를 정의하고 위 수식에서 사용되는 각종 행렬을 정의하는 것이 우선된다. 본 논문에서는 다음의 상태변수를 정의하였다.

$$x = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, c_b, \dot{c}_b]^T \quad (26)$$

여기서 $x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ 는 기준궤도에 대한 위성의 위치 및 속도를 나타내며 c_b 는 Pseudo-Range를 측정하기 위하여 위성에 탑재된 클럭의 바이어스 값을 나타낸다. 본 논문에서는 클럭 바이어스를 다음과 같은 등속모델로 모델링하였다. 즉

$$\ddot{c}_b = 0 \quad (27)$$

Hill's Equation 및 클럭 바이어스 상태 방정식을 행렬형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\dot{x} = Ax + Bf + Gw \quad (28)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 3\omega_o^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\omega_o & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2\omega_o & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\omega_o^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (30)$$

$$f = [0 \ 0 \ 0 \ f_x \ f_y \ f_z \ 0 \ 0]^T \quad (31)$$

$$Gw = [0 \ 0 \ 0 \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z \ 0 \ \omega_{c_b}]^T \quad (32)$$

이산화 시스템 행렬 A_k 는 위의 시스템 행렬 A 에 대하여 Cayley-Hamilton 이론을 적용하여

다음과 같이 정리되어진다.

$$\begin{aligned}
 A_k(1,1) &= 4 - 3 \cos \omega_o T \\
 A_k(1,4) &= \sin \omega_o T / \omega_o \\
 A_k(1,5) &= 2(1 - \cos \omega_o T) / \omega_o \\
 A_k(2,1) &= -6(\omega_o T - \sin \omega_o T) \\
 A_k(2,2) &= 1 \\
 A_k(2,4) &= -2(1 - \cos \omega_o T) / \omega_o \\
 A_k(2,5) &= -3T + 4 \sin \omega_o T / \omega_o \\
 A_k(3,3) &= \cos \omega_o T \\
 A_k(3,6) &= \sin \omega_o T / \omega_o \\
 A_k(4,1) &= 3\omega_o \sin \omega_o T \\
 A_k(4,4) &= \cos \omega_o T \\
 A_k(4,5) &= 2 \sin \omega_o T \\
 A_k(5,1) &= -6\omega_o(1 - \cos \omega_o T) \\
 A_k(5,4) &= -2 \sin \omega_o T \\
 A_k(5,5) &= 4 \cos \omega_o T - 3 \\
 A_k(6,3) &= -\omega_o \sin \omega_o T \\
 A_k(6,6) &= \cos \omega_o T \\
 A_k(7,7) &= 1 \\
 A_k(7,8) &= T \\
 A_k(8,8) &= 1
 \end{aligned} \tag{33}$$

위에서 시스템 행렬의 나머지 성분들은 모두 영의 값을 가진다. 프로세서 잡음 Q_k 도 이산화에 의하여 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}
 Q_k(1,1) &= \sigma_x^2 T^3 / 3 \\
 Q_k(1,4) &= \sigma_x^2 T^2 / 2 \\
 Q_k(1,5) &= -\omega_o(2\sigma_x^2 - \sigma_y^2) T^3 / 3 \\
 Q_k(2,2) &= \sigma_y^2 T^3 / 3 \\
 Q_k(2,4) &= \omega_o(2\sigma_y^2 - \sigma_x^2) T^3 / 3 \\
 Q_k(2,5) &= \sigma_y^2 T^2 / 2 \\
 Q_k(3,3) &= \sigma_z^2 T^3 / 3 \\
 Q_k(3,6) &= \sigma_z^2 T^2
 \end{aligned} \tag{34-a}$$

$$\begin{aligned}
 Q_k(4,4) &= \omega_o^2(4\sigma_y^2 - \sigma_z^2) T^3 / 3 + \sigma_x^2 T \\
 Q_k(4,5) &= \omega_o(\sigma_y^2 - \sigma_z^2) T^2 \\
 Q_k(5,5) &= 4\omega_o^2(\sigma_x^2 - \sigma_y^2) T^3 / 3 + \sigma_y^2 T \\
 Q_k(6,6) &= -\omega_o^2 \sigma_z^2 T^3 / 3 + \sigma_z^2 T \\
 Q_k(7,7) &= \sigma_{cb}^2 T^3 / 3 \\
 Q_k(7,8) &= \sigma_{cb}^2 T^2 / 2 \\
 Q_k(8,8) &= \sigma_{cb}^2 T
 \end{aligned} \tag{34-b}$$

위 식에서 σ , ω_o , T 는 각각 프로세서 잡음의 분산 값, 지구 자전속도 및 Pseudo-Range 샘플링 주기를 의미한다. Pseudo-Range 샘플링 주기는 약 30분으로 가정하였는데 LQ 피드백 제어기의 샘플링 주기에 비해 상당히 짧은 편이다.

측정행렬 구성

측정행렬은 다음 수식과 같이 ρ 를 ρ_o 에 대하여 선형화 함으로써 구할 수 있다. 여기서 ρ 는 실제 위성과 지상송신소 사이의 거리 및 거리의 시간 변화율을 나타내며 ρ_o 는 기준 위성과 지상송신소 사이의 거리를 나타낸다. 거리의 시간 변

화율 $\dot{\rho}$ 와 $\dot{\rho}_o$ 는 정지궤도 위성의 경우 그 변화가 미미하여 성능에 영향이 없고 포함시 탑재 데이터량의 증가를 초래하므로 본 연구에서는 제외하였다.

$$\rho_o = \sqrt{(x_r - x_s)^2 + (y_r - y_s)^2 + (z_r - z_s)^2} \tag{35}$$

위 식에서 x_r, y_r, z_r 과 x_s, y_s, z_s 는 각각 기준 위성과 지상 송신소의 ECI 좌표성분을 나타낸다. 위성과 지상 송신소 사이의 거리 및 거리의 시간 변화율은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}
 \rho = \rho_o &+ \left[\frac{\partial \rho}{\partial x} \right]_{x_r} x + \left[\frac{\partial \rho}{\partial y} \right]_{y_r} y + \left[\frac{\partial \rho}{\partial z} \right]_{z_r} z + \\
 &\left[\frac{\partial \rho}{\partial \dot{x}} \right]_{x_r} \dot{x} + \left[\frac{\partial \rho}{\partial \dot{y}} \right]_{y_r} \dot{y} + \left[\frac{\partial \rho}{\partial \dot{z}} \right]_{z_r} \dot{z} + c c_b
 \end{aligned} \tag{36}$$

위 식에서 c 와 c_b 는 빛의 속도 및 탑재된 클럭의 바이어스 값을 나타낸다. 식 (36)을 계산하여 정리한 다음 간략화 하면 다음의 측정방정식을 구할 수 있다.

$$\rho - \rho_o \approx \left[\frac{x_o}{\rho_o} \quad \frac{y_o}{\rho_o} \quad \frac{z_o}{\rho_o} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad c \quad 0 \right] X + \omega_\rho \tag{37}$$

위 식에서 ω_ρ 는 측정잡음을 의미하며 x_o, y_o, z_o 는 지상송신소와 기준위성간의 ECI 거리성분으로서 각각 다음과 같이 표현된다.

$$x_o = x_r - x_s, y_o = y_r - y_s, z_o = z_r - z_s \tag{38}$$

식 (37)에서 ρ_o 는 지상송신소 및 기준궤도 데이터로부터 계산되어 위성에 탑재되는 값이다. 기준궤도의 ECI 좌표성분인 x_r, y_r, z_r 은 다음과 같이 운용경도의 박스중심을 가정하여 계산하도록 하였다.

$$\begin{aligned}
 \theta_r &= GHA + \text{operation longitude} \\
 x_r &= a \times \cos(\theta_r) \\
 y_r &= a \times \sin(\theta_r) \\
 z_r &= 0.0
 \end{aligned} \tag{39}$$

여기서 θ_r 은 기준궤도의 춘분점 적경을 의미하는데 여기서는 운용경도의 춘분점 적경을 사용하였다. 지구의 Greenwich Hour Angle(GHA)은 간단한 산술연산을 통하여 계산 가능하므로 많은 계산량을 요구하지 않는다. 경우에 따라서 GHA 값은 지상에서 정밀하게 계산하여 업로드하는 방법을 사용할 수도 있다. 이것은 GPS가 자신의 위치를 패킷에 실어서 송신하는 것과 같은 개념이다.

이상의 식에서 볼 수 있는 바와 같이 궤도추정에 요구되는 측정값은 실제위성의 거리 데이터

Fig. 3. Onboard Stationkeeping Algorithm

와 기준궤도의 거리 데이터의 차이 값을 사용함을 알 수 있다. 즉 본 논문에서 제안하는 궤도 제어 알고리즘은 기준궤도의 거리 데이터를 추종하도록 하는 개념이다. 6개의 기준궤도요소 대신 지상 두 지점에 대한 기준궤도의 거리 데이터, 즉 기준 거리 데이터만을 메모리에 저장하게 되므로 GPS 데이터를 사용하는 경우와 비교해 메모리 사용에 있어 이점이 있다. GPS 신호를 사용하는 경우는 GPS의 위치 및 수신 가능한 위성의 ID를 미리 예측할 수 없으므로 6개의 궤도요소를 모두 탑재하거나 탑재 컴퓨터 상에서 정밀 궤도 시뮬레이션을 수행하여야 한다.

이상에서 구성된 탑재용 위치유지 알고리즘을 Fig. 3에서 정리하였다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이 대부분이 행렬 연산으로 구성되어 계산량이 매우 적음을 알 수 있다.

VI. 시뮬레이션을 통한 알고리즘 검증

정상적 환경 시뮬레이션

제안된 시스템의 검증을 위하여 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다. 본 시뮬레이션에서 사용된 궤도적분기는 지구 중력장 섭동(4X4), 태양과 달의 인력 그리고 태양풍의 영향을 고려한 것으로서 무궁화위성의 운용에 적용하여 이미 검증된 것이다. 지상 송신소의 위치는 다음 Table 2와 같이 한국의 대전과 괌(Guam)에 위치한 것으로 가정하였다. 이 경우 두 지점의 직선거리는 약 3,049 Km 이다.

Table 2. Location of the Ground Stations

Stations	Longitude (Deg. E)	Latitude (Degrees)	Altitude (m)
GUAM	144.748138	13.4187784	151.7
TAEJON	127.365	36.381	63.0

Table 3. Range Data Noise Characteristics

Onboard Clock Bias Error	259 m/day increase
Ground Station Clock Error(sigma) ³	7m
Atmospheric Delay	5sin(ω _e t)m

시뮬레이션에서는 준거리(Pseudo-Range) 대신에 이를 변환한 거리 데이터를 사용하였으며 다음 Table 3과 같은 잡음요소들을 고려하였다. 바이어스 오차는 주로 탑재된 클락 오차에 의한 것으로서 탑재용 Precision Crystal Clock의 Stability 1×10^{-11} 에 대한 최악조건을 고려하기 위하여 매일 256m의 Range 오차가 선형 누적되는 것으로 가정하였다. 그 밖의 대기 지연오차 및 지상 장비의 원자시계 오차를 고려하기 위하여 Table 3의 하루주기의 Harmonic 성분 및 가우시언 형태의 오차를 사용하였다.

본 시뮬레이션에서 지상 송신소의 위치는 정확히 아는 것으로 가정하였고 사용된 추력기는 5%(σ)의 가우시언 형태의 추력 오차를 가진 것으로 가정하였다.³ 위성의 운용경도는 동경 116도로 가정하였고 18일을 주기로 동서위치유지를 수행하고 궤도 경사각이 ± 0.05 도를 벗어날 경우 남북위치유지를 수행하는 것으로 가정하여 기준 Range 데이터를 생성하였다. 이와 같은 조건하에 2002년 3월 27일부터 1년 동안에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다.

Fig. 4에서 Fig. 6은 궤도추정 오차를 성분별로 나타내고 있다. 기준 기동이 가해진 직후를 제외한 대부분의 영역에서 수십 미터 수준으로 궤도 추정이 가능함을 알 수 있다. 기준기동이 가해진 직후의 급속한 오차의 증가는 앞에서 가정한 5% 추력 오차에 의한 것이다. Fig. 7로부터 Fig. 9에 나타난 성분별 위치 오차로부터 X,Y-축의 경우는 1.5 Km 내외로, Z-축의 경우는 약 6 Km 이내로 위치 제어가 가능함을 알 수 있다. Fig. 10으로부터 절대거리 6Km 이내로 위성의 위치를 제어할 수 있음을 알 수 있다. 이들은 정밀 위치제어 대신에 위성의 위치를 원하는 공간을 벗어나지 않도록 유지하는 본 논문의 목표에 부합하는 결

Fig. 4. X-Position Estimation Error(Normal)

Fig. 8. Y-Position Control Error(Normal)

Fig. 5. Y-Position Estimation Error(Normal)

Fig. 9. Z-Position Control Error(Normal)

Fig. 6. Z-Position Estimation Error(Normal)

Fig. 10. Total Position Control Error(Normal)

Fig. 7. X-Position Control Error(Normal)

Fig. 11. Longitude Change(Normal)

Fig. 12. Inclination Change(Normal)

과이다. Fig. 11과 Fig. 12는 위성의 경도 및 궤도 경사각의 변화를 나타내고 있다. 그림을 통하여 기준궤도를 적절히 추종하고 있음을 알 수 있다.

지상장비 고장을 가정한 시스템 안정성 분석

지상 장비의 고장으로 정상적인 신호의 발생이 불가능한 경우 부적절한 궤도결정 결과는 부적절한 추력기의 동작으로 이어져 위성의 정상 궤도 이탈을 초래할 수 있다. 이러한 상황은 위성 서비스의 불능 및 위성의 소실을 초래할 수 있으므로 본 제안 시스템의 안정성이 보장되어야 한다. 여기서는 지상장비의 고장 상황을 추가적으로 고려하여 분석하였다. 여기서 지상장비의 고장이란 신호발생이 중단되는 상황을 의미하는 것으로서 시뮬레이션 시작시점으로부터 130일되는 지점으로부터 20일간 TAEJON에 위치한 송신장비에 고장이 발생한 상황을 가정하였다. 최악 상황을 가정하기 위하여 장비의 고장 기간동안 탑재용 클럭 바이어스 오차에 의한 256 m/day 크기의 Range 오차의 누적은 중단되는 것으로 가정하였다. 이는 클럭 바이어스 오차의 등속도 모델을 위배하는 상황을 고려하기 위함이다.

Fig. 13으로부터 Fig. 15는 고장상황에서의 위치오차를 성분별로 표시한 것인데 각 성분별 오차는 장비의 고장 상황에서 다소 증가하지만 장비의 복구와 함께 정상적인 값으로 다시 수렴하는 것을 알 수 있다. Y-축과 Z-축의 위치 오차는 해당시점에서 약 6Km 정도로서 0.00082° 의 경도 및 위도오차에 해당하는 값으로 미미한 값이다. 이러한 오차의 증가는 피드백 명령에 의한 추력기의 부적절한 작동에 의한 것이 아니라 기준기동의 수행시 나타나는 5% 추력 오차에 의한 것이다.

Fig. 13. X-Position Control Error(GS Fail)

Fig. 14. Y-Position Estimation Error(GS Fail)

Fig. 15. Z-Position Estimation Error(GS Fail)

Fig. 16. Feedback Commanded ΔV s(GS Fail)

Fig. 16은 해당기간의 피드백 제어기에 의한 제어명령을 보여주고 있는데 장비의 고장상황에서는 제어명령이 억제되며 장비의 회복과 함께 제어 명령이 활발하게 나타남을 알 수 있다. 본 시뮬레이션을 통하여 제안된 탑재용 위치유지 시스템은 지상장비의 일시적 고장상황에 대해서도 시스템의 안정성을 잃지 않는 것을 확인할 수 있다.

소모 연료량 분석

Table 4는 동서위치유지와 남북위치유지에 대하여 제안된 시스템과 고전적인 시스템에 대하여 연간 소모되는 속도변화를 나타내고 있다. 본 시뮬레이션 결과 제안된 시스템의 경우 고전적인 방법에 비하여 약 2.839m/sec/year의 추가적인 속도변화가 요구됨을 알 수 있다. 이는 5.3%의 속도증가라서 비교적 적은 수치이다. 참고문헌[3]에서는 GPS 및 Precision Crystal Clock을 사용하여 최대 700m이하의 거리 오차로 정밀제어를 경우 연간 약 7.3m/sec/year의 추가적인 속도변화가 필요한 것으로 분석하였는데 이와 비교하여 더욱 낮은 수치가 요구됨을 알 수 있다.

Table 4 Stationkeeping ΔV requirements

	Conventional SK m/sec/year	Proposed SK m/sec/year	
		Normal	GS Fail
E/W SK	3.194	3.623	3.687
N/S SK	49.829	52.172	52.175
Total	53.023	55.795	55.862

지상송신소의 개수 변화에 따른 성능 분석

Table 5는 지상송신소를 2개에서 3개로 늘렸을 경우에 나타나는 성능변화를 나타내고 있다. 세 번째 지상송신소의 위치는 호주에 위치한 것으로 동경 148도, 남위 35도, 고도 689 m의 가상의 송신소를 고려하였다. 이 경우 대전에 위치한 송신소와 직선거리는 약 7,630Km이며 광에 위치한 송신소와는 5,211Km의 직선거리를 가진다. 표에서 RSS오차는 시뮬레이션 시작 후 5일 이후의 데이터를 취하여 계산한 값이다. 표를 통하여 3개의 송신소를 사용하는 경우와 비교하여 소모량 및 제어 성능에 큰 손실이 없는 것을 알 수 있는데 그 이유는 본 제어기는 낮은 계인을 사용하여 정밀한 궤도 추정보다는 소모 연료량을 줄이도록 설계되었기 때문이다. 다만 추정성능의

Table 5. Stationkeeping Performances w.r.t Station Numbers used

	Total RSS Error(Km) (Estimation/Control)	Delta V(m.sec)	
		E/W SK	N/S SK
TAJEON +GUAM	0.321/1.054	3.692	52.173
+TEMP1	0.219/0.990	3.638	52.198

경우에는 3개를 사용하는 경우 더욱 정밀하고 빠른 수렴성능을 얻을 수 있음을 알 수 있었다.

VI. 결 론

본 논문에서는 새로운 개념의 자동위치유지 시스템을 제안하였다. 제안된 자동위치유지 시스템은 지상의 두 지점으로부터 Pseudo-Range 신호를 수신하여 선형 칼만필터를 통하여 궤도결정을 수행하고 지상 시뮬레이션을 통하여 계산된 기준 Range 데이터를 추종하도록 피드백 제어명령을 생성한다.

TAEJON과 GUAM에 위치한 2개의 지상송신 시스템을 가정한 시뮬레이션결과 열악한 측정 조건에도 불구하고 적절히 위성의 위치를 파악하고 제어함을 알 수 있었다. 연료 ΔV 소모량을 분석한 결과 기존의 위치유지 기법과 비교하여 약 5.3% 가량의 추가 소모량이 요구됨을 알 수 있었다. 또한 지상장비의 고장을 가정한 시뮬레이션을 통하여 고장 후에도 상당 기간동안 위성의 위치가 허용범위 내로 유지되어 지상장비의 수리에 필요한 충분한 시간을 확보할 수 있음을 알 수 있었다.

제안된 자동위치유지 시스템은 계산량이 적어 탑재가 용이하고 안정적인 Pseudo-Range 데이터의 수신으로 신뢰성이 있다. 또한 GPS 신호를 사용할 경우에 불가피한 GPS안테나의 Over Sizing 문제를 해결함으로써 발사 및 운용비용을 절감할 수 있고 특히 근접한 두 기 이상의 위성에 본 시스템을 적용할 경우에는 GPS를 이용하는 것에 비하여 경제적인 것으로 분석된다.

후 기

본 논문은 IMT-2000 출연금 기술개발지원사업 중 정보통신 핵심원천기술 개발사업의 일환으로 수행되었음을 밝히며 지원에 대하여 심심한 감사를 드립니다.

참고문헌

1. Vendy, B. and Plummer, D. "Autonomous Stationkeeping of Geostationary Satellites," in *Automatic Control in Space*, Proceedings of the 8th Symposium, Oxford, England, July 1979, pp.95-100.
2. Chao, C.C., "Semiautonomous Station keeping of Geosynchronous Satellites," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 7, No. 1, JAN-FEB. 1984, pp. 57-61
3. Chao, C.C. and Bernstein.H., "Onboard Stationkeeping of Geosynchronous Satellites uusing a Global Positioning System Receiver", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.7, No.4, July-August 1994 pp778-786
4. Wertz, J. R., J. T. Collins, S. Dawson, and C. Potterveld. 1998. "Autonomous Constellation Maintenance." Presented at the IAF Workshop on Satellite Constellations, Toulouse, France, November 18-19.
5. Gwynne Gurevich, Robert Bell, and James R. Werts "Autonomous On-Board Orbit Control: Flight Results and Applications." AIAA 2000 Conference and Exposition September 19-21, 2000. Long Beach, California.
6. Kaplan, M.H, *Modern Spacecraft Dynamics and Control*, John Wiley & Sons, 1976.
7. Grace, A. et.al, *Control System Toolbox User's Guide*, The Math Works Inc.
8. Kamel, A., Ekman, D., and Tibbitts, R., "East-West Stationkeeping Requirements of Nearly Synchronous Satellites due to Earth's Triaxiality and Luni-Solar Effects," *Celestial Mechanics*, Vol 8, 1973, pp. 129-148.
9. Gartrell, C. F., "Simultaneous Eccentricity and Drift Rate Control," *Journal of Guidance and Control*, Vol.4, No.3, May-June 1981, pp. 310-315
10. Peter S.M, *Stochastic models, estimation, and control*, Academic Press, 1979.
11. Frank L.Lewis, *Optimal Estimation*, John Wiley & Sons, 1986.