

## 論文

## 정지궤도 위성의 자동운용을 위한 위치결정 시스템의 개념연구

이상철\*, 주광혁\*, 김방엽\*, 박봉규\*

## A Conceptual Study of Positioning System for the Geostationary Satellite Autonomous Operation

Sang-Cherl Lee\*, Gwanghyeok Ju\*, Bang-Yeop Kim\* and Bong-Kyu Park\*

## ABSTRACT

Even more than 240 commercial geostationary communication satellites currently on orbit at the higher location than the GPS orbit altitude perform their own missions only by the support of the ground segment because of weak visibility from GPS. In addition, the orbit determination accuracy is very low without using two or more dedicated ground tracking antennas in intercontinental ground segment, since the satellite hardly moves with respect to the ground station. In this paper, we propose the GSPS(Geostationary Satellite Positioning System) in circular orbits of two sidereal days period higher than the geosynchronous orbit for orbit determination and autonomous satellite operation. The GSPS is conceived as a ranging system in that unknown positions of a geostationary satellite can be acquired from the known positions of the GSPS satellites. Each GSPS satellite transmits navigation data, clock data, correction data, and geostationary satellite command to control a geostationary satellite.

## 초 록

현재 240여기의 상업용 정지궤도 통신위성이 운용 중에 있지만, GPS 등의 위치항법 위성의 고도보다 높을 뿐만 아니라 나쁜 가시성으로 인하여 중궤도 위치항법시스템을 사용할 수 없으므로 반드시 지상관제소에 의해 추적되어야 한다. 또한 지상관제소에서 관측할 경우 정지궤도 위성은 거의 움직이지 않는 것처럼 보이기 때문에 수 미터급의 정지궤도 위성의 위치결정 정밀도를 높이기 위해서 충분히 멀리 떨어진 2곳 이상의 추적안테나를 사용하여야 한다. 따라서 본 논문에서는 정지궤도 위성의 궤도결정과 자동운용을 위해서 정지궤도 고도보다 높은 2일 주기의 원형궤도를 사용하는 GSPS(Geostationary Satellite Positioning System)을 제안하였다. GSPS는 지상추적소에서 정밀하게 위치가 결정된 자기 자신의 위치정보 및 시각정보, 보정데이터와 정지궤도 위성의 운용을 위한 명령을 GSPS 위성에 전송하여 정지궤도위성에 위치정보를 제공하는 기능을 한다.

**Key Words** : Geostationary Orbit(정지궤도), Geostationary Satellite Positioning System (정지궤도위성 위치결정 시스템), Control Station(주관제소), Position Determination(위치결정), Orbit Determination(궤도결정)

† 2005년 3월 4일 접수 ~ 2005년 9월 26일 심사완료

\* 정희원, 한국항공우주연구원  
연락처, E-mail : scllee@kari.re.kr  
대전시 유성구 어은동 45번지

### 1. 서론

BSS(Boeing Satellite System)사의 최근조사에 의하면 현재 240여기의 상업용 정지궤도 통신위성이 운용 중에 있다[1]. 최근 상업용 정지궤도 위성은 대부분 자신의 탑재 컴퓨터를 탑재하고 있으며, 이러한 탑재컴퓨터에 의해 위성이 자동으로 운용되고 있지만 위성의 위치결정은 지상관제소의 지원이 필요하다. Fig. 1과 같이 지구의 자전각속도와 정지궤도 위성의 공전각속도가 비슷해서 지상 추적관제소에서 관측할 경우 거의 움직임이 없는 것처럼 보여서 위치결정 정밀도가 높지 않다. 또한 정지궤도 위성의 궤도결정을 위해서는 지상관제소에서 추적전용 안테나를 사용해서 연속적으로 관측해야 한다. 정지궤도 위성은 지구 비대칭 중력장, 태양복사압 및 태양과 달의 인력에 의해 끊임없이 움직이며 지구중력장의 안정점(Stable Point) 방향으로 이동하기 때문에, 정기적인 위치유지 작업을 통하여 위성을 위치유지박스(Station Keeping Box) 내에 유지해야 한다. 이처럼 정지궤도 위성의 추적과 위치유지 및 위성상태를 감시하기 위해서 지상관제소 및 수십 명의 상주인력이 필요하며, 정지궤도 위성을 운용하기 위한 막대한 초기 시설투자비, 유지 보수비 및 인건비가 위성임무의 종료시점까지 요구된다.

일례로 무궁화위성의 경우, 용인 위성관제소와 대덕 부관제소에서 직경 9m Ku-band 대형 안테나를 사용하고 있으며, SCC(Satellite Control Center)는 무궁화위성의 자세제어 및 궤도조정 임무를 수행하고, NCC(Network Control Center)에서는 위성 통신 시스템을 감시/시험하는 등 위성망을 관리하고, TT&C는 원격 측정 신호 수

신, 제어 신호 송신, 궤도 수정과 안테나 방향 조정 등을 수행하고 있으며, 용인관제소의 경우 약 30여명의 상주인력이 있다. 무궁화위성의 경우 단일 안테나를 사용한 시선거리와 방위각 및 양각 측정 시스템을 사용하고 있으며 배치필터를 사용한 궤도결정 오차는 수 킬로미터 정도이다[2].

한편, GPS와 같은 중궤도 항법위성 시스템을 정지궤도 위성의 궤도결정에 이용할 경우, 정지궤도 위성의 고도가 GPS위성의 고도보다 더 높기 때문에 Fig 2와 같이 GPS 위성이 지구 반대편에 위치할 경우에만 GPS 신호를 수신할 수 있다[3,4]. 일반적으로 GPS 위성은 지구 중심을 지향하도록 설계되어 있고, 지구의 테두리 부근인 빗폭 27.8도에 전달되는 신호강도는 약 13.4dB 정도이고 지구 밖 42.8도의 빗폭에서는 약 1.4dB 까지 신호강도가 떨어지므로 Fig. 2에서와 같이 15도의 범위에서만 정지궤도 위성이 GPS 신호를 수신할 수 있다. 즉, 지구 반대편에 있는 GPS 위성의 신호는 지구에 의해 차단되고 빗폭이 한정되어 있기 때문에 GPS 이용에 제약을 받을 수 있다. Fig. 3은 하루 동안 정지궤도 위성의 GPS 위성의 가시성(Visibility)을 계산하여 도시한 것으로 보통 1기에서 2기 위성의 신호만을 수신한다[5,6].

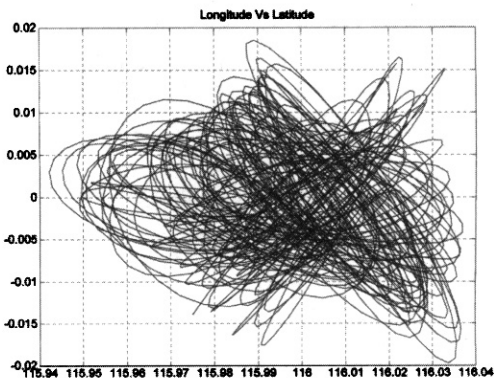


Fig. 1. Ground track of geostationary satellite

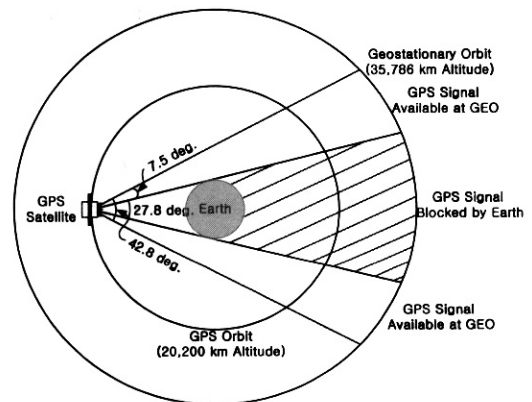


Fig. 2. GPS signal availability at GEO

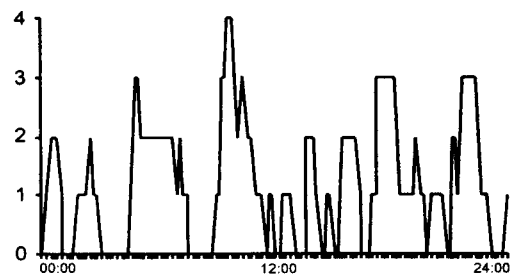


Fig. 3. GPS visibility(DSP satellite)

## II. GPS의 구성

본 논문에서는 앞에서 서술한 결점을 극복하고 정지궤도 위성의 정밀한 위치결정을 위해서 2일 주기를 갖는 적도 및 극 원형궤도를 갖는 전지구 위성항법 시스템을 구상하였으며 GPS (Geostationary Satellite Positioning System)으로 명명하였다. GPS는 크게 세부분으로 나누어지는데, 다수의 위성단으로 구성된 우주부분, 그 위성단을 운용하고 감시하는 지상부분, 정지궤도 위성 운용과 GPS 수신기로 구성된 사용자부분이다.

Fig. 4는 정지궤도 고도보다 높은 2일 주기 궤도에 적도면과 극궤도에 각각 4기의 위성을 배치할 경우에 대해 도시한 것이다. GPS는 가시성과 정밀도를 높이기 위해서 다양한 배치방법이 있는데 본 연구에서는 Fig. 5와 Fig. 6과 같이 적도궤도와 극궤도에 4기 또는 3기를 균등하게 배치하였다. 각 위성들이 지표면에 대하여 일정한 자취를 형성하고, 정지궤도의 가시성을 높이기 위하여 2일 주기인 장반경 약 66,931 km를 갖는 원형궤도로 선정하였다.

각 GPS 위성은 항법데이터, 시각데이터, 보정데이터 및 정지궤도 위성 명령 데이터들을 정지궤도 위성으로 송출한다. 정지궤도 위성은 장착된 GPS 수신기로 이 신호를 수신하고, 이를 이용하여 자신의 위치와 속도, 시각정보 및 위성제어를 위한 지상명령 신호로 전환한다. 이때 GPS 위성이 사용할 수 있는 주파수 선택은 GPS보다 비교적 자유롭다. 그 이유는 통신 방송 주파수인 Ku밴드 및 Ka밴드 주파수를 사용할 경우 대기

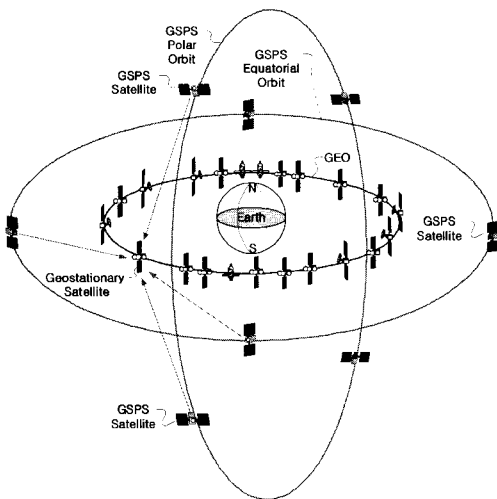


Fig. 4. Configuration of GPS

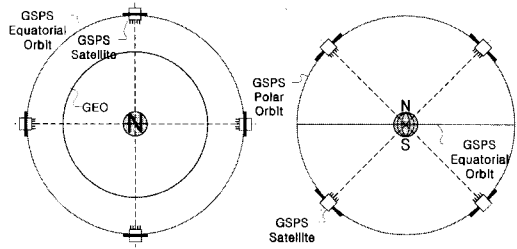


Fig. 5. Constellation concept(8 satellites)

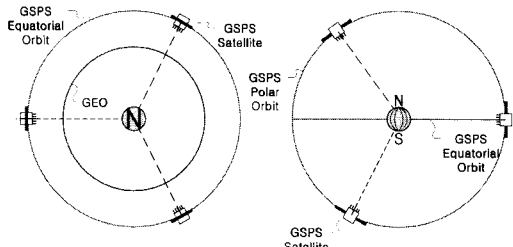


Fig. 6. Constellation concept(6 satellites)

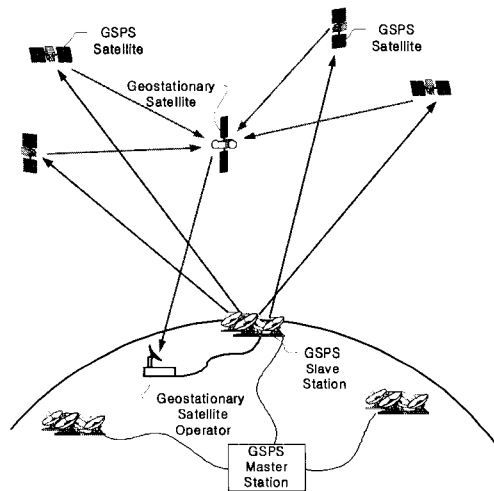


Fig. 7. GPS system configuration with ground segment

를 통과할 때 강우감쇄 영향이 크지만 GPS 송출신호는 정지궤도 위성이 있는 우주공간에서 사용되므로 대기에 의한 영향이 적다. 또한 지구 전체에 사용되는 주파수 이므로 ITU를 통한 주파수 확보가 필요하다.

GPS 지상부분은 Fig. 7과 같이 하나의 주관제소와 부관제소로 구성되어 있다. 부관제소는 GPS 위성의 상태와 성능을 감시하고, GPS 텔레메트리를 수신한다. 또한, 위성의 추적 데이터를 포함한 수신된 모든 정보를 주관제소로 전송한다.

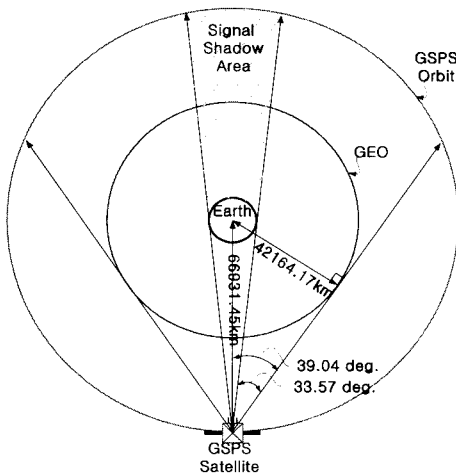


Fig. 8. GPS signal availability at GEO

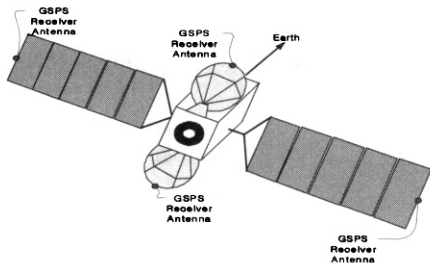


Fig. 9. GPS receiver antennas on the geostationary satellite

주관제소는 부관제소로부터 GPS 위성의 추적 데이터와 텔레메트리 등을 취합하는 역할을 하고 모든 GPS 위성의 성능 및 상태를 감시하고 위성을 제어하는 역할을 한다. 또한 부관제소에서 취합된 추적데이터를 이용하여 정밀한 궤도 데이터를 생성하여 GPS 위성 또는 이 위성의 가시성이 확보된 GPS 부관제소에 전송한다. 또한 정지궤도 위성 소유자나 운용자는 자기의 위성을 운용하기 위해서 GPS 주/부관제소 송수신 시스템을 인터넷 또는 전용선으로 연결시켜 사용할 수 있다.

Fig. 8에서는 정지궤도 위성에서 GPS 위성 신호를 수신하기 위한 빔 커버리지에 대해 간략하게 도시한 것이다. 그림과 같이 GPS 위성은 지구 중심을 지향하도록 자세제어계가 설계되어야 하고, 정지궤도 위성 부근인 39.04도의 빔폭까지는 정지궤도 위성 상에 장착된 GPS 수신기가 GPS 신호를 충분히 수신할 수 있도록 설계되어 있고 GPS 위성도 GPS 수신기가 신호를 수신하도록 충분한 신호세기를 송출한다고 가정하였다.

GPS 수신부의 안테나는 Fig. 9과 같이 GPS 신호의 수신율을 높이기 위해 정지궤도 위성의 통신 안테나의 양 끝단과 태양전지판의 양 끝단에 설치한다. 정지궤도 위성의 GPS수신기는 GPS 위성으로부터 정지궤도 위성의 수신기 안테나에서 수신된 신호에서 데이터를 추출하여, GPS 위성까지의 거리를 결정한다.

또한, 수신기는 위성의 항법 데이터, 시각 데이터, 보정 데이터와 함께 정지궤도 위성의 명령을 추출하고 정지궤도 위성의 탑재 컴퓨터가 이를 이용하여 자세제어 및 궤도기동 등의 위성의 자동운용에 사용한다. 위성은 자신의 건강상태 및 성능 데이터를 통신 방송 서비스 데이터와 함께 암호화시켜 텔레메트리를 내려보내면, 정지궤도 위성의 소유자 또는 운용자는 암호를 풀어서 데이터를 이용할 수 있다. 따라서 소형 안테나만으로도 위성의 텔레메트리를 받아볼 수 있으므로, 도심속에서도 위성의 상태확인 가능하다.

Fig. 10은 정지궤도 위성의 자동 위치결정 시스템에서 사용하는 데이터 흐름도이다. 정지궤도 위성 운용자 또는 소유자는 인터넷 또는 전용선으로 연결하여 GPS 주/부 관제소에 명령을 전송할 수 있다. GPS 관제소는 이 명령을 TT&C 안테나로 GPS 위성 상에 전송한다. GPS 위성간의 메시지를 교환하기 위해서 크로스링크를 이용할 수 있지만, 대부분 지상관제소에서 데이터와 명령을 수신받는다.

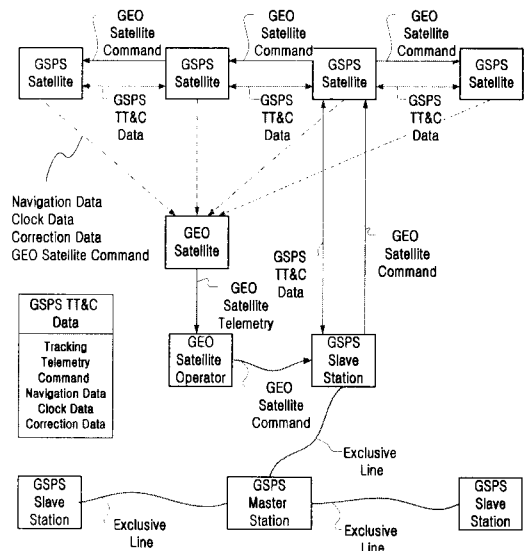


Fig. 10. GPS data flow diagram

### III. 시뮬레이션 결과

앞에서 구상한 GPS 시스템에서 위성들의 배치에 따른 정지궤도 위성의 가시성을 확보할 수 있는지를 검증하고, 위치결정 정밀도를 평가하기 위해 DOP(Dilution of Precision)을 계산하였으며, GPS 위성이 운용될 2일 주기의 궤도가 외부교란력에 의해서 어떻게 변화하는지를 알기 위해서 궤도적분 시뮬레이션을 수행하였다. 먼저 Table 1과 Table 2는 각각 8기와 6기의 위성단을 배치하였을 경우, 궤도조건을 정리한 것이다. 여기서,  $a$ ,  $e$ ,  $i$ ,  $\omega$ ,  $\Omega$ ,  $u$ 는 각각 장반경, 이심률, 경사각, 근점이각, 승교점 적경, 진이각을 의미한다.

Table 1은 8기의 위성단으로 구성한 경우인데, 궤도의 주기는 2일 주기로 설정하였기 때문에 장반경은 66931.45km로 선정하였다. 이심률의 경우 두 궤도 모두 원형궤도이므로 0으로 설정하였으며, 적도궤도와 극궤도이므로 경사각은 각각 0도와 90도로 설정하였다. 위성의 근점이각은 모두 0으로 설정하였다. 승교점 적경은 적도궤도 위성은 0으로 설정하였고 극궤도에 있는 위성은 45도로 설정함으로써 두 궤도평면에 있는 위성끼리의 전파간섭이나 충돌위험을 최소화할 수 있다. 적도궤도와 극궤도에 있는 각각 4기의 위성간의 위치결정 정확도를 최대를 하기 위해서 진이각은 각 궤도평면에서 90° 간격으로 설정하였다.

Table 1. Initial condition of GPS satellites constellation(8 satellites)

	1	2	3	4	5	6	7	8
a	66931.45 km							
e	0	0	0	0	0	0	0	0
i	0	0	0	0	90	90	90	90
$\omega$	0	0	0	0	0	0	0	0
$\Omega$	0	0	0	0	45	45	45	45
u	0	90	180	270	0	90	180	270

Table 2. Initial condition of GPS satellites constellation(6 satellites)

	1	2	3	4	5	6
a	66931.45 km					
e	0	0	0	0	0	0
i	0	0	0	90	90	90
$\omega$	0	0	0	0	0	0
$\Omega$	0	0	0	60	60	60
u	0	120	240	0	120	240

Table 2는 6기의 위성단으로 구성한 경우인데, 앞의 경우와 마찬가지로 장반경, 이심률, 경사각 등의 설정은 같으나, 승교점 적경은 적도궤도 위성과 극궤도 위성의 이격을 가장 크게 하기 위해서 60도로 설정하였으며, 3기 위성이 균등하게 배치되도록 각 궤도평면에 있는 위성끼리 120도의 간격을 이루도록 진이각을 설정하였다.

Fig. 11은 8기로 구성된 GPS 위성들을 Table 1과 Table 2의 초기조건으로 고정밀 적분기로 1개월 동안 수치 적분하여 지표상 궤적(Ground Track)을 도시한 것이다. GPS 위성은 2일 주기이기 때문에 지표상 궤적은 선형이며, GPS 위성의 지표상 궤적에서 6곳의 교차점이 생성된다. 본 시뮬레이션 결과에서는 2곳의 교차점이 북반구 육지에 있으며, 이 교차점에 지상관제소를 설치하면, 모든 위성들의 궤도를 추적하고 2일에 한번은 접촉이 가능하다.

Fig. 12는 6기로 구성된 GPS를 지표상 궤적인데, 적도궤도와 극궤도 위성의 자취가 앞의 경우와 마찬가지로 일정한 선형이므로 북반구의 육지쪽에 2개의 추적 관제소만 설치하면, 모든 위성들의 궤도를 추적하고 2일에 한번은 접촉이 가능하다.

Fig. 13과 Fig. 14는 각 궤도평면에 각각 4기와 3기의 위성단을 배치하여 GPS를 구성하였을 경우 24시간 동안 정지궤도 위성에 대하여 가시성을 도시한 것이다. 본 연구에서 이러한 정지궤도

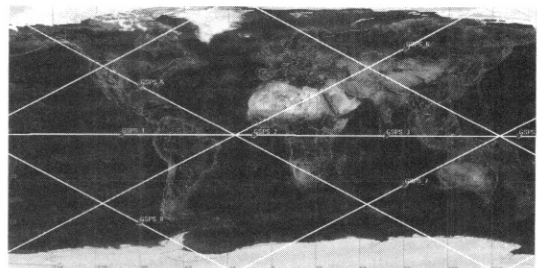


Fig. 11. Ground tracks of GPS 8 satellites

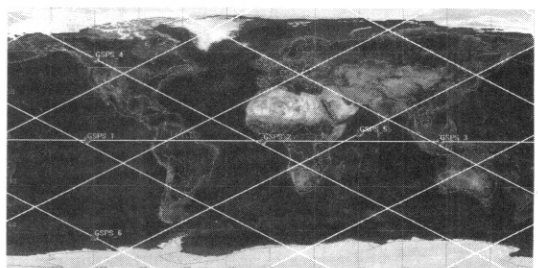


Fig. 12. Ground tracks of GPS 6 satellites

위성의 가시성을 확보하기 위해서는 GPS 위성  
의 송출 빔의 신호세기와 방향이 필요한데, 본  
연구에서는 정지궤도 위성이 GPS 위성으로부터  
충분한 신호를 얻을 수 있는 강한 신호와 빔 방  
향을 제공받는 것으로 가정하였다. 여기에서, 4기  
씩 배치하는 경우는 최소 7기의 위성 가시성을  
확보할 수 있으며, 3기씩 배치할 경우는 최소 5  
기의 위성의 가시성을 확보할 수 있다. 여기에서  
주기적으로 1기의 위성이 보이지 않는데, 이것은  
적도궤도에 있는 GPS 위성들 중 하나가 지구에  
가려서 신호가 차단되기 때문이다.

Fig. 15와 Fig. 16은 GPS를 Fig. 5와 Fig. 6차  
럼 배치하였을 경우 정지궤도 위성의 위치 정밀  
도를 알기 위해서 DOP(Dilution of Precision)을  
계산한 것이다. DOP는 시간과 공간의 정확도인  
GDOP (Geometric Dilution of Precision), 공간  
에서 위치 정확도인 PDOP( Position Dilution of  
Precision), 평면에서의 위치 정확도인 HDOP  
(Horizontal Dilution of Precision), 수직 정확도  
인 VDOP(Vertical Dilution of Precision), 시간정  
확도인 TDOP(Time Dilution of Precision)으로

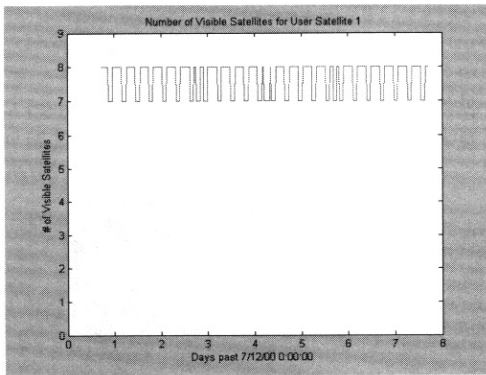


Fig. 13. Visibility of GPS(8 satellites)

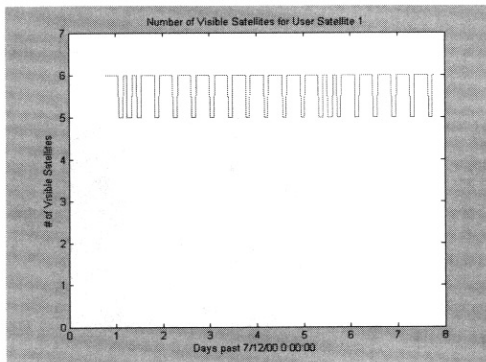


Fig. 14. Visibility of GPS(6 satellites)

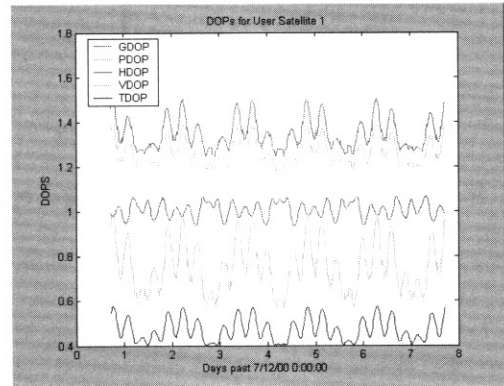


Fig. 15. DOP(8 satellites)

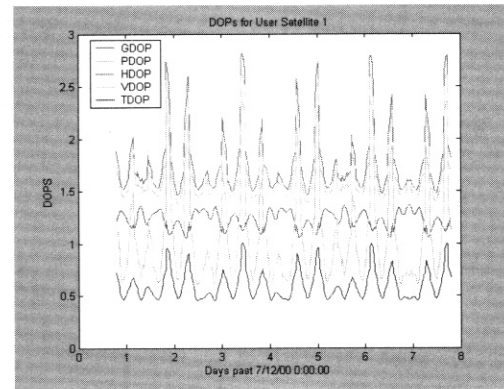


Fig. 16. DOP(6 satellites)

구성된다[8]. 각 궤도평면에 4기씩 배치하였을 경  
우 GDOP가 약 1.6 이하이고, 3기씩 배치하였을  
경우, 약 3 이하의 결과를 얻었는데, 이는 지상  
에서 상용으로 판매하고 있는 GPS 수신기의 DOP  
와 거의 비슷하다. Fig. 15의 경우 보다 Fig. 16  
에서는 DOP의 변화가 주기적으로 커지는데 이는  
극궤도에 3개의 위성군이 배치되어 있어서 1기의  
위성이 적도평면을 통과할 때마다 GPS 위성간  
의 이격도가 작아지기 때문이다.

Fig. 17과 Fig. 18은 장반경, 이심률, 경사각의  
변화를 보여주는데 STK HPOP을 사용하여 10년  
동안 적분한 것으로 10년동안 GPS 위성은 전혀  
기동을 하지 않는 것으로 가정하였다. 여기에서  
장반경은 20km 이내에 유지되고, 이심률은 0.0025  
내에 유지된다. 경사각은 적도궤도에 배치된 위  
성의 경우 0도에서 20도까지 증가되는 반면, 극  
궤도위성의 경우 최대 약 4도 정도만 변화가 되  
는데, 그 이유는 적도궤도에 있는 위성이 태양과  
달의 인력에 의한 교란력의 영향을 수직방향으로  
더 받기 때문이다. 한편 GPS 위성은 추가 연료

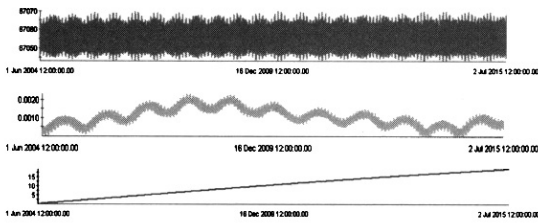


Fig. 17. Semi-major axis, eccentricity, inclination in equatorial orbit

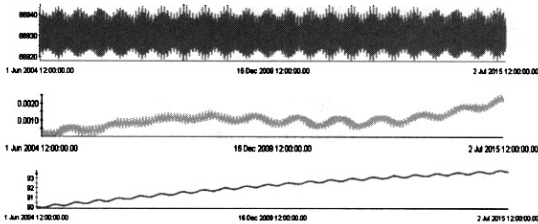


Fig. 18. Semi-major axis, eccentricity, inclination in polar circular orbit

가 소요되는 위치유지 작업과 같은 궤도기동을 수행하지 않아도 하루나 이틀 간격으로 지상에 있는 주/부 관제소가 GPS의 정밀한 궤도를 결정하고 이를 송신함으로써 정지궤도 위성의 자동 운용에 필요한 정밀한 GPS 위성의 궤도데이터를 제공할 수 있다.

#### IV. 결 론

본 연구에서 정지궤도 위성의 위치결정과 자동운용을 위해서 극궤도면과 적도궤도면에 각각 3기 또는 4기의 위성을 배치하였을 경우 이에 대한 가시성 분석과 DOP를 계산하였고, 중장기 궤도 안정성 시뮬레이션도 수행하였다. 3기씩 배치할 경우와 4기씩 배치할 경우 모두 4기 이상의 위성 신호를 확보할 수 있으나, 3기씩 배치하는 경우, DOP가 주기적으로 커지는 경향이 발생하지만, DOP 수치가 지상에서 상용으로 사용되는 GPS 수신기의 값과 비슷하기 때문에, 3기씩 배치하는 경우가 경제적인 측면에서 좋다. 또한 이

러한 GPS를 정지궤도 위성에 적용함으로써 정지궤도 위성을 위한 관제소를 대폭적으로 줄일 수 있고 여기에 따른 초기 시설투자비와 유지보수비 및 인건비를 절감할 수 있으며, 정지궤도 위성이 스스로 자동 운용에 활용할 수 있다.

#### 후 기

본 연구는 과학기술부에서 지원하는 “통신해양기상위성 개발사업” 연구 결과의 일부입니다. 연구비 지원에 진심으로 감사드립니다.

#### 참고문헌

- 1) <http://www.boeing.com/defense-space/space/bss/>
- 2) 이상철, 김방엽, 박봉규, 무궁화위성 2호의 동서위치유지 박스 설정에 관한 연구, 한국항공우주학회지, 제31권 제9호, 2003, pp. 75-81.
- 3) Ferrage, P., Issler J., Campan, G., and Durand, J., “GPS Techniques for Navigation of Geostationary Satellites”, ION GPS, Sept. 1995, pp. 257-268.
- 4) <http://esapub.esrin.esa.it/bulletin/bullet90/b90mur.htm>.
- 5) Brandford W. Parkinson, James J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications, Volume 163, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA.
- 6) Chao, C. C., and Bernstein, H., “Onboard Stationkeeping of Geosynchronous Satellites Using a Global Positioning System Receiver”, AIAA Paper, Vol. 17, No. 4, July-August 1994, pp. 778-786.
- 7) Clark, T., Varney, D., and Bauer, F., “The Low Cost Spacecraft Receiver For Orbit and Attitude Determination”, ION GPS, Sept. 1994, pp. 1711-1718.
- 8) <http://filebox.vt.edu/j/joburnet/GPS/GPSlab9.doc>