

## GPS 위성과 무궁화 2호의 광학관측데이터를 이용한 궤도 결정 및 정밀 궤도 결정을 위한 광학관측시스템 제안

이우경<sup>†</sup>, 임형철, 박필호, 윤재혁, 임홍서, 문홍규  
한국천문연구원

### ORBIT DETERMINATION OF GPS AND KOREASAT 2 SATELLITE USING ANGLE-ONLY DATA AND REQUIREMENTS FOR OPTICAL TRACKING SYSTEM

Woo-Kyoung Lee<sup>†</sup>, Hyung-Chul Lim, Pil-Ho Park,  
Jae-Hyuk Youn, Hong-Suh Yim, and Hong-Kyu Moon  
Korea Astronomy Observatory, 61-1 Hwaam, Yusong, Daejeon 305-348, Korea  
E-mail: wklee@kao.re.kr

(Received July 26, 2004; Accepted August 30, 2004)

#### 요 약

TLE로부터 SGP4/SDP4 모델을 이용하여 인공위성의 가상의 위치 정보를 얻은 후 Gauss 방법을 사용하여 인공위성의 예비궤도를 결정해보았다. 예비궤도 결정에 필요한 임의의 세 점 사이의 시간간격을 변화시켜 얻은 결과를 위성의 위치 참값과 비교하여 최소의 차이를 가지는 관측 시간 간격을 찾아보았으며, Gauss 예비궤도 결정법의 성능을 비교, 분석하였다. 실제 인공위성 관측 결과와의 비교를 위해서 한국천문연구원의 광시야 망원경을 사용하여 GPS 위성(PRN 26)과 무궁화 2호의 광학관측 데이터를 얻은 후 같은 방법으로 예비궤도를 결정해 보았다. 인공위성의 정밀궤도결정을 위하여 시뮬레이션에서 얻어진 가상의 광학관측 데이터를 가지고 정밀궤도결정을 수행하였으며, 관측 데이터의 오차와 관측 시간 간격에 따라 정밀궤도결정을 수행하여 원하는 정밀도를 얻기 위한 관측 시스템의 조건에 대해서 알아보았다.

#### ABSTRACT

Gauss method for the initial orbit determination was tested using angle-only data obtained by orbit propagation using TLE and SGP4/SDP4 orbit propagation model. As the analysis of this simulation, a feasible time span between observation time of satellite resulting the minimum error to the true orbit was found. Initial orbit determination is performed using observational data of GPS 26 and Koreasat 2 from 0.6m telescope of KAO(Korea Astronomy Observatory) and precise orbit determination is also performed using simulated data. The result of precise orbit determination shows that the accuracy of resulting orbit is related to the accuracy of the observations and the number of data.

*Keywords:* Gauss method, initial orbit determination, angle-only data, precise orbit determination

---

<sup>†</sup>corresponding author

## 1. 서 론

2004년 현재 궤도상에는 약 3,000여개의 인공위성과 6,000여개의 인공위성 잔해물(space debris)이 선회하고 있다. 수명을 마친 것까지 포함하면 19,000개 이상의 위성체가 발사되었을 것으로 추산된다(Celestrak 2004, <http://celestrak.com/satcat/boxscore.shtml>).

한국은 현재 7기의 인공위성을 보유하고 있으며, 향후 15년 내 20여 기의 인공위성이 추가로 발사될 전망이다. 인공위성의 추적 및 감시를 위한 제반 시설은 확보되지 않은 상태이다. 따라서 한반도 상공을 통과하는 인공위성 자료는 대부분 외국에 의존하고 있으며, 특히 군사위성에 대해서는 정보가 전무한 형편이다.

인공위성의 추적 및 감시를 위한 시설 및 기반기술은 위성 운용에서 핵심이 될 뿐 아니라, 군사적으로도 중요한 관건이다. 특히 인공위성 잔해물에 의한 인공위성 운용의 위험성이 증가됨에 따라 국제적으로 자국이 발사한 인공위성 잔해물에 대해선 자국이 추적 및 감시하는 책임을 부여할 것으로 전망된다. 따라서 인공위성 추적 및 감시 시스템을 구축하고 운영하기 위한 기반 기술 확보는 매우 중요하다고 할 수 있다.

현재 사용되고 있는 인공위성 추적 및 감시 시스템으로는 레이더 시스템, 레이저 시스템, 광학 시스템이 있다. 레이더 시스템은 주로 저궤도 위성의 추적 및 감시에 사용되고 레이저 시스템은 저궤도 및 고궤도 물체에 대한 높은 정밀도의 추적이 가능하나 감시가 불가능하다는 단점을 가지고 있다. 광학 시스템은 비교적 저가의 시스템으로써 레이더 시스템으로는 추적이 어려운 Deep Space와 정지궤도의 위성체에 대한 추적 및 감시에 사용되고 있다. 또한 광학 시스템으로 얻은 위성의 사진을 판독하여 알려지지 않은 위성체에 대한 임무를 알아내거나 우주선에 대한 결함 여부를 확인 해 볼 수 있다.

광학 시스템에 의해 얻어진 위성의 궤도 정밀도는 레이더와 레이저 시스템에 비해 낮은 정밀도를 보이는 것으로 알려져 있다. 그러나 최근 들어 미국의 Maui Space Surveillance Site(MSSS)에 위치한 Air Force Maui Optical and Supercomputing(AMOS)의 Raven 소형망원경을 이용한 일련의 프로그램들에서 알 수 있듯이 관측데이터의 오차를 1arcsec 이하로 줄임으로써 위성의 궤도 결정시 높은 정밀도를 얻을 수 있음을 볼 수 있다(Sabol et al. 2002a,b). 또한 저궤도 위성체에 대해서도 광학 시스템을 보완적으로 사용하여 궤도결정 정밀도를 향상시키는 방법에 관한 연구들이 진행되고 있다(Sabol, Luu, & Alfriend 2004).

이 논문에서는 세 점의 광학관측 데이터로 위성의 예비궤도를 결정하는 Gauss method를 사용하여 위성의 예비궤도를 결정해 본 후 실제 위성과의 거리오차를 최소로 하는 관측데이터사이의 시간간격을 찾아보았다. 그리고 GPS 위성(PRN 26)과 무궁화 2호의 실제 광학관측 데이터를 사용하여 예비궤도를 결정하여 거리오차를 분석해보았다. 또한, GPS 위성(PRN 26)의 가상의 광학관측 데이터를 시뮬레이션을 통해 생성한 후 이를 이용한 정밀궤도결정을 수행하여 GPS 위성의 정밀궤도력과 비교해 봄으로써 광학 시스템을 통한 인공위성의 추적 및 감시 가능성을 타진해보았다.

## 2. 연구방법 및 개요

광학 시스템을 이용하여 미지의 인공위성의 궤도를 결정하는 일반적인 방법은 그림 1에서 보는 것과 같다. 먼저 적경, 적위 또는 방위각과 고도로 나타나는 위성의 광학 관측 데이터를 얻은 후 Gauss나 Laplace 방법 등을 사용하여 예비궤도를 결정한다. 그러나 이 예비궤도는 위성의 궤도결정

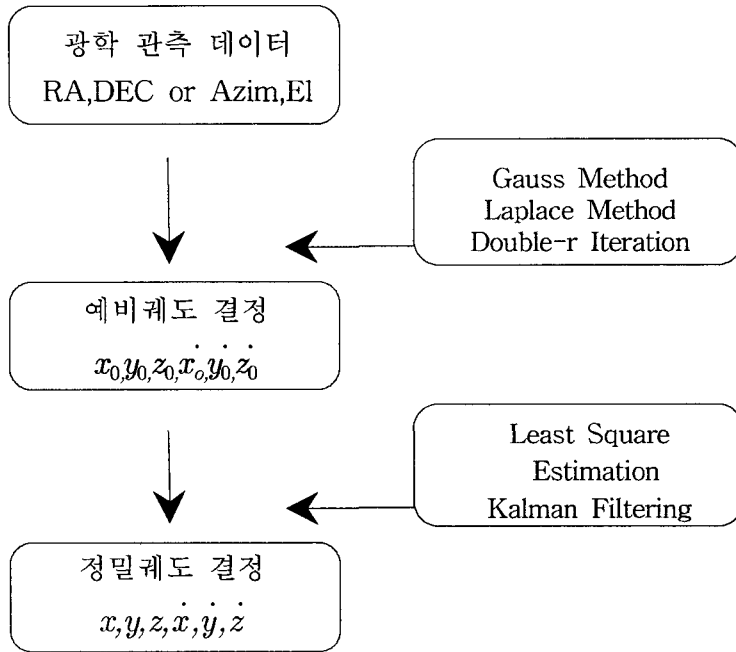


그림 1. 광학관측 데이터를 이용한 궤도결정.

에 있어서 충분한 정확도를 가지지 못하기 때문에 예비궤도값을 초기값으로 하는 정밀궤도결정이 필요하며 가중치 최소 자승법(weighted batch least square)이나 확장 칼만 필터(extended Kalman filter) 등이 이에 사용된다(Sabol, Carter, & Vallado 1999).

위성의 예비궤도를 결정하기 위해서는 관측을 통해 얻은 위성의 관측좌표( $\alpha, \delta$ )를 한 쌍의 동경 벡터와 속도벡터로 나타내야 하며 이를 구하기 위해서는 최소한 6개의 궤도요소에 대응하는 6개의 좌표, 즉 각각 3번에 걸쳐 관측된 3쌍의 좌표( $\alpha_t, \delta_t; t = 1, 2, 3$ )가 필요하다.

3쌍의 관측좌표로부터 한 쌍의 동경 및 속도벡터를 계산하기 위한 방법에는 Gauss 방법과 Laplace 방법 등이 있다. Gauss 방법은 기하학적인 방법으로 계산과정이 복잡하나 계산결과의 정확도가 높고 Laplace 방법은 미분에 의한 방법으로 계산과정은 간단하나 Gauss 방법보다 계산 정확도가 떨어진다. 그러므로 본 논문에서는 Gauss 방법을 사용하여 위성의 예비궤도를 결정해 보도록 한다. Gauss 방법을 사용한 예비궤도 결정방법에 관한 설명은 그림 2에 나타내었다.

결정된 예비궤도값이 어느 정도의 오차를 가지는 지를 확인하기 위해서는 참값에 가까운 위성의 위치정보가 필요하다. GPS(Global Positioning System) 위성의 경우는 JPL(Jet Propulsion Laboratory)에서 제공하는 GPS 위성의 정밀궤도력이 존재하므로 이를 비교대상으로 사용하였다. 이 정밀궤도력은 위치오차의 정밀도가 5cm 이하이므로 예비궤도결정값에 대한 정밀도를 검증하기에 충분하다. 정지위성의 경우에는 TLE(Two Line Element)와 NORAD(North American Aerospace Defense Command)에서 만든 궤도전파모델인 SGP4/SDP4(Simplified General/Deep space Perturbations4)모델을 이용하여 궤도 전파를 수행한 후 기준 시각에서의 예비궤도 결정값을 동일 시각에

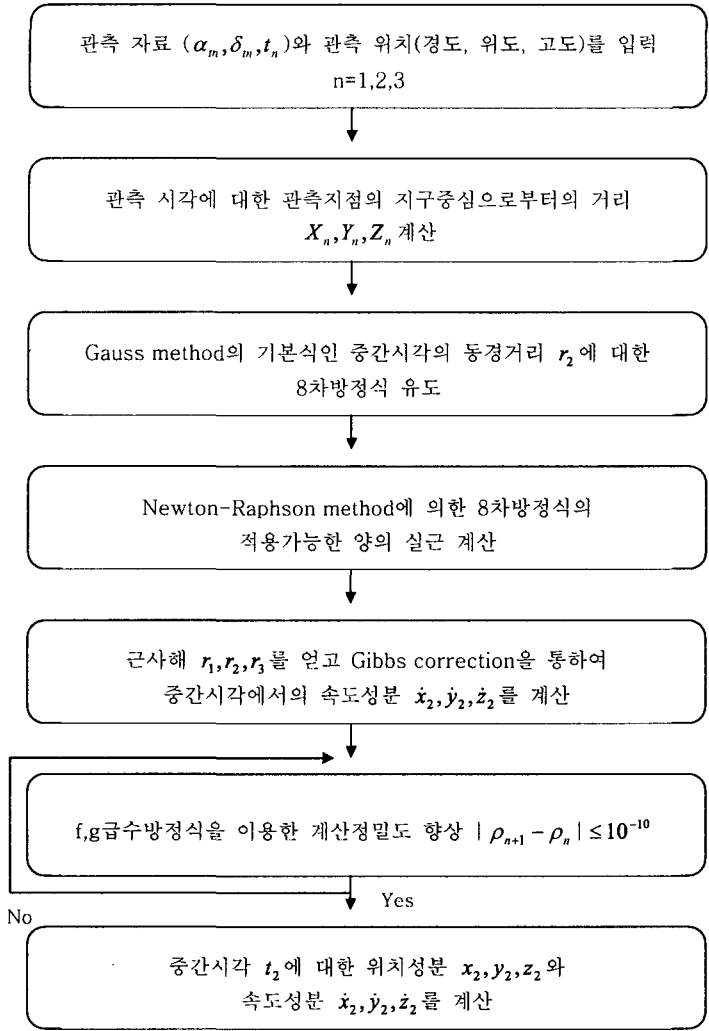


그림 2. Gauss 방법을 사용한 예비궤도 결정.

서의 궤도 전과값과 비교하였다.

정밀궤도결정은 가중치 최소자승법을 사용하여 GPS 위성에 대해서만 수행하였고 예비궤도와 마찬가지로 JPL에서 제공하는 정밀궤도력을 참값으로 하여 정밀궤도 결정값을 비교하였다.

### 3. 인공위성 관측 및 자료 처리

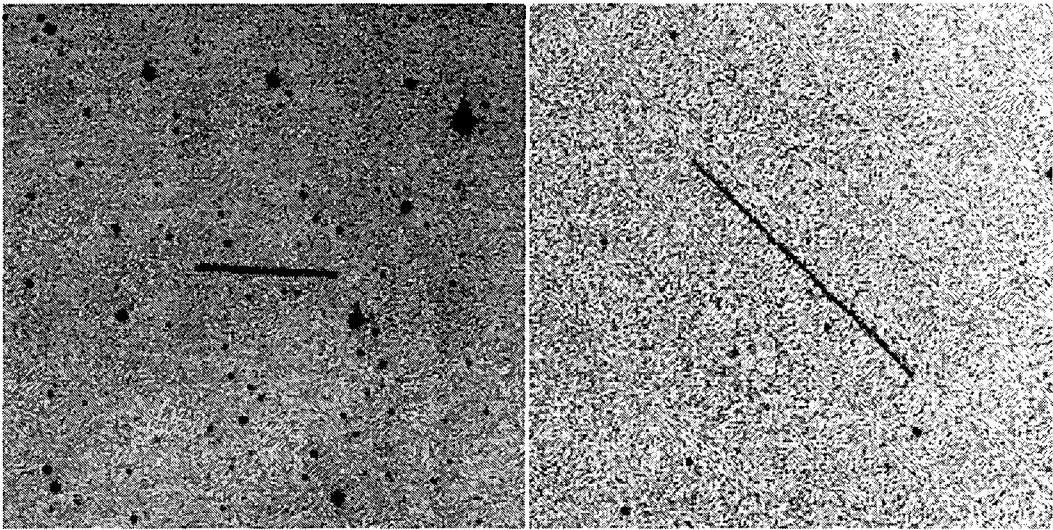
관측은 한국천문연구원내에 있는 대덕 천파천문대(위도: 36도 23분 53초, 경도: 127도 22분 31초)에서 수행하였으며, 사용된 관측기기는 광시야 3호기(60cm 광시야 탐사 망원경)에 FLI사의 IMG4300E

표 1. 관측된 위성의 정보.

	GPS 위성(PRN 26)	무궁화 2호
a(km)	26,560	42,165
e	0.015	0.00008
i(deg)	56.20	0.0

표 2. 관측 시스템 설명.

시스템	설 명
주경	주경 61.5cm
주초점	f/2.92
마운트	포크식 마운트
CCD	FLI사, 2048 × 2048(pix)
Field of View(FOV)	~ 2°
Pixel Size	~ 3.3(" /pix)



(a) 무궁화위성 (b) GPS 위성(PRN26).  
 그림 3. 관측된 위성의 궤적. (a) 무궁화위성 (b) GPS 위성(PRN26).

CCD이며, 필터는 사용하지 않았다. 망원경의 마운트는 별 추적 전용으로서 인공위성을 관측하기 위해서 최적화된 시스템은 아니다. 관측을 위한 위성의 위치는 NORAD에서 제공하는 TLE를 이용하여 한국 천문연구원에서 자체 개발한 KODAS 프로그램으로 구하였다. 위성의 관측방법은 KODAS 프로그램으로 구한 위성의 위치에 망원경을 미리 이동시키고 위성의 출현시간에 맞추어 CCD 카메라의 셔터를 열어서 위성의 궤적을 촬영하였다. 관측된 위성에 관한 정보는 표 1에 나타내었다. 표

표 3. 위성 관측 로그.

위성이름	관측일자	관측시간(hr:min:sec)	노출시간
GPS 위성 (PRN 26)	2004. 3. 26.	21:04:59.0	10초
		21:09:59.0	
		21:14:59.0	
		21:19:59.0	
		21:25:00.0	
		21:29:59.0	
		21:34:59.0	
		21:39:59.0	
무궁화 2호	2004. 3. 25.	22:39:59.0	10초
		22:44:59.0	
		22:29:59.0	
		22:59:59.0	
		23:04:59.0	
		23:10:00.0	
		23:15:00.0	
		23:19:59.0	
		23:24:59.0	
		23:29:59.0	
		23:35:00.0	
		23:40:00.0	
		23:54:59.0	
		23:59:59.0	
		00:04:49.0	
		00:10:00.0	
00:15:00.0			
00:19:59.0			
00:25:00.0			
00:29:59.0			
00:34:59.0			

2에는 관측 시스템에 대한 정보를 그리고 표 3에는 관측 수행 기록을 표시하였다. 관측된 위성의 영상 자료는 그림 3에 나타내었다.

인공위성의 위치정보는 천문학 소프트웨어인 ASTROMETRICA 프로그램을 사용하여 얻어내었다. 이 프로그램은 미국해군천문대(USNO)에서 제공하는 STAR CATALOGUE(USNO-A ver. 2.0)를 관측된 영상의 별들과 비교해서 CCD 영상자료의 위치(x,y)를 각각 하늘의 위치 정보(ra, dec)로 변경할 수 있도록 해준다. 그러나 위성의 궤적은 별과 같이 point source가 아닌 두께를 갖는 선으로 표시되기 때문에 사용자가 직접 위성 궤적의 끝부분을 pixel 단위로 결정할 수 밖에 없다.

이렇게 결정된 위성의 위치 정보는 오차가 발생하는데, 세부적인 오차발생 원인은 다음과 같다. 관측된 영상의 사이즈는 2048 × 2048(pixel)이고 화각이 약 2°도 이기 때문에 한 pixel은 약 3arcsec보

표 4. GPS 위성(PRN 26)의 관측 데이터와 정밀궤도력의 비교.

관측데이터(deg)		정밀궤도력(deg)		차이값(sec)	
RA	DEC	RA	DEC	RA	DEC
198.216	49.153	198.212	49.158	14.958	-14.839
201.301	47.290	201.295	49.296	22.258	-19.974
204.159	45.368	204.156	45.372	12.175	-15.413
206.820	43.394	206.817	43.398	9.340	-12.824
209.306	41.376	209.303	41.380	10.985	-16.123
211.633	39.324	211.631	39.328	5.900	-13.581
213.825	37.242	213.829	37.240	-14.863	6.074
215.891	35.139	215.890	35.142	4.905	-13.102
217.852	33.014	217.850	33.019	9.146	-19.884
219.715	30.876	219.714	30.880	3.820	-15.985
221.496	28.725	221.494	28.730	6.829	-16.028

다 약간 크다. 프로그램에서 사용자가 위성의 위치를 지정할 때 발생하는 오차는 1 ~ 4pixel 정도이고, CCD 셔터를 제어하는 PC의 시간 오차가 1초 이내이다. 그리고 영상에 찍히는 위성의 궤적은 셔터가 열릴 때부터 밝게 나타나지 않고, 셔터가 완전히 열릴 때까지 서서히 밝아지기 때문에 시작점은 아주 희미하고 잠시 뒤(<0.5초)에 완전한 밝기로 표시된다. 따라서 사용자가 궤적의 시작점을 지정할 때의 오차도 1 ~ 3pixel 정도가 된다. 결국 최종 결정되는 위성의 위치는 2 ~ 7pixel의 오차를 갖고 이것은 위성의 위치결정에 최대 약 20arcsec의 오차를 포함시킨다.

표 4에는 GPS 위성(PRN 26)의 각 관측 시간에서의 정밀궤도력을 적경, 적위로 변환하여 실제 관측 결과와 비교한 결과를 나타내었다. 그 결과 사용된 망원경의 관측 오차가 최대 약 20arcsec 정도임을 알 수 있고, 이것은 지금까지 살펴본 관측에서부터 관측된 영상에서의 위성 위치 결정까지 발생하는 오차의 최대치와 잘 일치함을 볼 수 있다.

#### 4. 예비궤도 결정

##### 4.1 Gauss 방법의 성능 검증

Gauss 예비궤도 결정법에 필요한 세 점의 관측데이터를 얻기 위하여 위성의 TLE와 궤도 전파 모델인 SGP4/SDP4를 사용하여 적경과 적위로 표현되는 위성의 관측 데이터를 얻었다. Val-lado(1997)에 의하면 저궤도 위성의 경우 관측 데이터의 시간간격이 5분 이하일때 Gauss 방법이 잘 적용된다. 먼저 이를 동안의 궤도 전파를 통해 관측 지점에서 위성의 고도각이 가장 클 때를 기준 시각으로 한다. 그 다음 기준 시각을 중심으로 앞뒤 시간간격을 30초에서 5분까지 30초씩 증가시켜가며 Gauss 예비궤도 결정에 필요한 세 점씩을 얻었다.

예비궤도 결정값과 비교해볼 기준시각에서의 위성의 위치는 SGP4/SDP4 모델을 사용하여 궤도 전파했을 때의 기준시각의 위성의 위치와 비교하여 각각의 관측지점으로부터 거리값의 차이 즉, 오차값을 얻었다. 그림 4a,b는 기준시각을 중심으로 했을 때 관측시간 간격에 따른 Gauss 예비궤도 결정값과 SGP4/SDP4 모델을 사용한 궤도 전파값의 차이를 나타낸 그림이다.

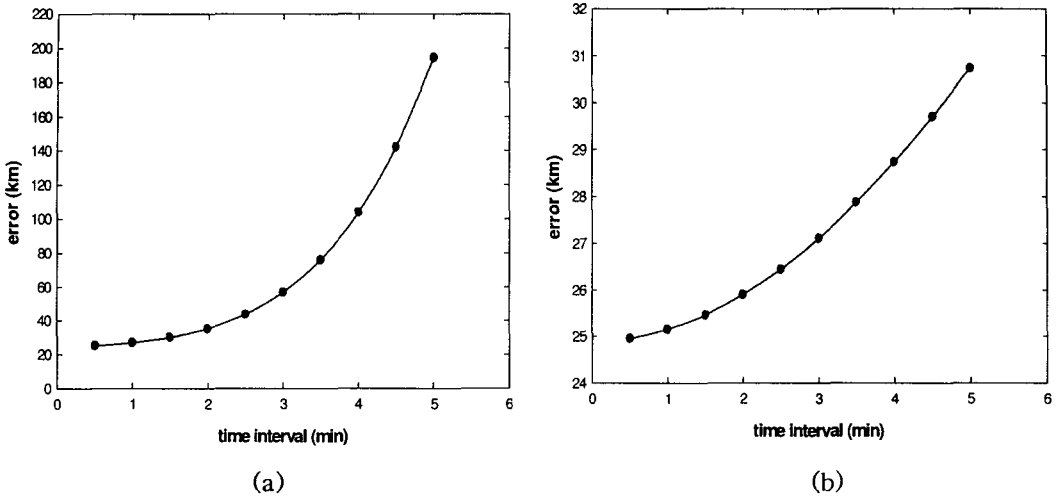


그림 4. (a) GPS 위성(PRN 26)의 시간간격에 따른 예비궤도 결정 오차, (b) 무궁화 2호의 시간간격에 따른 예비궤도 결정 오차.

그림 4a는 GPS 위성(PRN 26)에 대한 예비궤도 결정값의 오차값을 나타낸 그래프로써 시간간격이 늘어날수록 궤도 전파값과의 차이가 점점 커짐을 볼 수 있는데 한국천문연구원 이 보유한 광시야 망원경으로 얻을 수 있는 관측 데이터의 시간간격이 최소 3분이라고 할 때 약 60km의 오차를 가지고 있음을 알 수 있다. 그림 4b는 정지위성인 무궁화 2호에 대한 예비궤도 결정값의 오차값을 나타낸 그래프이다. 무궁화 2호의 경우 역시 GPS 위성(PRN 26)과 마찬가지로 시간간격이 늘어날수록 예비궤도 결정값의 오차가 커짐을 알 수 있다. 관측 데이터의 시간간격이 3분일 경우 그림에서의 오차값은 약 27km이다.

#### 4.2 실제 관측 데이터를 이용한 예비궤도 결정

실제 인공위성에 대한 광학관측을 수행하여 적경과 적위의 값을 얻은 후 Gauss 방법을 사용하여 위성의 예비궤도를 결정해 보았다. 관측 데이터가 여러 개이므로 맨 처음 관측 데이터부터 순서대로 세 점씩 선택하여 예비궤도를 결정한 후 가운데 점을 기준시각으로 잡아 그 시각의 정밀궤도와 비교하여 위성까지 거리 오차값을 얻었다.

그림 5a에서 실선으로 나타낸 그래프는 GPS 위성(PRN 26)의 실제 관측 데이터를 사용한 예비궤도 결정값과 정밀궤도력과의 차이를 나타낸 그래프이다. 관측데이터가 5분 간격이므로 4.1절의 예상대로라면 200km 정도의 오차를 보여야 하지만 실제 관측 데이터를 이용한 경우는 작게는 230km에서 크게는 1,000km까지의 오차를 보이고 있다. 점선으로 표시된 그래프는 관측 시간대의 정밀궤도력을 관측데이터, 즉 적경과 적위로 변환한 후 실제 관측 데이터의 경우와 마찬가지로 세 점씩 선택하여 예비궤도를 결정한 후 원래의 정밀궤도력 값과 비교한 결과이다. 실제 관측 데이터를 사용한 결과와는 달리 거리오차값이 약 550km 정도로 일정하다. 이를 통해 실제 관측 데이터를 사용하여 결정한 예비궤도의 거리 오차값이 크고 일정하지 못한 것은 관측 데이터가 정밀하지 못하기 때문이라 할



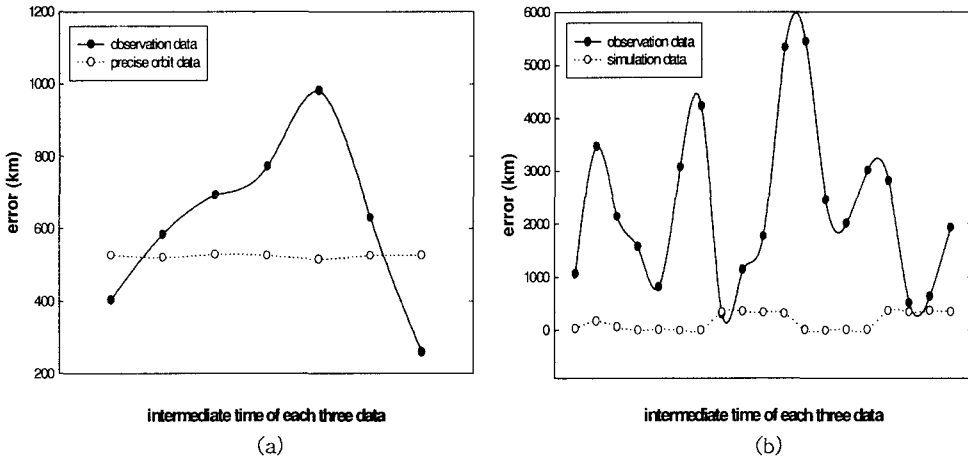


그림 5. (a) GPS 위성 (PRN 26)의 실제 관측 데이터와 시뮬레이션 데이터를 이용한 예비궤도 결정값의 오차, (b) 무궁화 2호의 실제 관측 데이터와 시뮬레이션 데이터를 이용한 예비궤도 결정값의 오차(x축은 Gauss method에 사용된 세 점 중 중간 데이터의 시간에 따른 순서이다).

수 있다.

그림 5b는 무궁화 2호의 관측 데이터를 사용한 결과이다. 무궁화 2호의 경우는 GPS 위성과는 달리 정밀궤도력과 같은 참값에 가까운 비교대상이 없으므로 SGP4/SDP4 모델을 사용하여 궤도 전파한 결과를 비교대상으로 삼았다.

그림 5a와 마찬가지로 실선은 실제 관측 데이터를 이용하여 예비궤도를 결정된 값과 같은 시각에서의 궤도 전파값의 차이를 위치오차로 나타낸 결과이다. 점선은 궤도 전파값을 관측 데이터로 변환하여 예비궤도를 결정했을 때 같은 시각에서의 궤도 전파값과의 차이를 거리오차로 나타낸 것이다.

궤도 전파값을 관측 데이터로 변환해서 예비궤도를 결정했을 때 500km 이내의 거리오차를 가지는 것에 비해 실제 관측 데이터를 사용한 경우는 모두 1,000km 이상의 거리오차를 보이고 있다. 이 역시 앞에서 설명한 GPS 위성의 경우와 마찬가지로 관측 데이터가 정밀하지 못함으로써 나타나는 결과라고 볼 수 있다.

예비궤도 결정의 오차를 줄이기 위해서는 위성의 위치에 대한 정확한 데이터가 필요하나 관측에 사용된 망원경은 광시야 망원경으로써 위성의 움직임을 식별할 수 있는 해상도가 낮다. 그러므로 특히 무궁화 2호와 같은 정지위성의 경우 시간이 지남에 따른 위치의 변화각이 매우 작기 때문에 광학 관측 데이터의 정밀도는 매우 떨어진다고 할 수 있다. 그러므로 이러한 광학관측 데이터를 사용하여 결정된 예비궤도값의 오차값도 훨씬 큰 값을 가진다.

### 5. 정밀궤도 결정

정밀궤도 결정을 위해서는 다수의 관측 데이터가 필요하나 현재 한국천문연구원 이 운영하는 시스템을 이용한 광학관측을 통해 얻을 수 있는 데이터의 수가 정밀궤도 결정을 하기에는 충분치 않았기 때문에 임의의 관측데이터를 생성하여 정밀궤도를 결정해 보았다. 실제 위성의 위치에 대한 참값

표 5. 정밀궤도결정에 사용된 모델.

구분	GPS 위성
중력 퍼텐셜	JGM-3 중력 모델 (8x8)
3체에 의한 섭동	태양, 달, 목성, 화성, 금성(DE200)
태양 복사압	ROCK + 직접 태양 복사압 + Y-Bias
대기 항력	고려안함
Solid Earth Tides	IERS Standards 1996
Ocean Tides	UT CSR 모델 (4x4)
상대론 효과	운동모델 고려
Interconnection	세차: IAU 1976 Precession Theory 장동: IAU 1980 Nutation Theory 극운동: CODE에서 제공한 값 사용
좌표계	위성 운동 좌표계: J2000 관측소 좌표계: ITRF2000

표 6. GPS 위성(PRN 26)의 정밀궤도 결정 결과.

오차(arcsec)	시간간격(초)	1	5	10	20	30	60
$\Delta x(m)$	1	0.84	2.27	6.04	19.26	12.83	27.66
	5	1.20	29.89	28.79	69.74	132.16	338.81
	10	3.24	17.55	41.40	52.83	23.34	129.17
	30	2.97	15.88	99.71	44.24	252.91	861.39
	60	8.79	44.55	180.15	382.00	125.12	1324.95
$\Delta v(cm/s)$	1	0.02	0.13	0.07	0.34	0.76	0.70
	5	0.03	0.17	0.16	0.52	1.68	3.76
	10	0.08	0.18	0.79	1.05	1.50	5.16
	30	0.13	0.37	1.17	3.10	4.41	7.34
	60	0.18	0.15	2.19	6.17	6.77	14.88

과의 비교를 위해 정밀 궤도력을 얻을 수 있는 GPS 위성에 대해서만 시뮬레이션 하였다. 4장에서 시뮬레이션을 통해 얻은 광학관측 데이터를 이용한 예비궤도 결정값의 오차를 500km라 하고 정밀궤도 결정을 위한 초기값을 GPS 위성의 정밀궤도력과 비교하여 거리상 500km의 오차가 있다고 가정 하였다. 정밀궤도 결정에 사용된 모델은 표 5와 같고 관측지점을 대덕 천문대로 가정하여 정밀 궤도를 결정했을 때의 위성까지의 거리와 정밀궤도력의 값을 비교하였다.

표 6은 관측 데이터에 대해 오차를 각각 1, 5, 10, 20, 30, 60arcsec로 부여하고 관측 데이터의 간격을 1, 5, 10, 30, 60초로 나누어 정밀궤도 결정을 수행한 결과이다. 표에서 볼 수 있듯이 관측 데이터의 간격이 작을수록, 즉 관측 데이터의 개수가 많아질수록, 또 관측 데이터의 오차가 작아질수록 정밀궤도 결정값에 대한 오차는 작아짐을 볼 수 있다. 특히 GPS 위성(PRN 26)의 경우는 고도가 높기 때문에 관측 가능 시간대가 길다. 그러므로 많은 관측 데이터를 얻을 수 있고 관측 시스템을 개선하여 1arcsec 이내의 관측 오차를 가지고 위성의 초당 궤적을 찍을 수 있다면 센티미터 범위의 궤도 결정까지 가능함을 보여주고 있다.

저궤도 위성의 경우에는 관측가능시간대가 5분 이내로 매우 짧기 때문에 한 대의 망원경을 사용하여 관측 데이터를 얻는다면 센티미터 급의 정밀도를 얻기 위한 관측데이터의 개수가 절대적으로 부족하다. 그러므로 광학 시스템을 사용하여 저궤도 위성의 궤도를 결정하기 위해서는 두 대 이상의 망원경이나 여러 관측소의 데이터를 이용하여 충분한 수의 관측 데이터를 얻어야 한다.

## 6. 결 론

GPS 위성(PRN 26)과 무궁화 2호 위성에 대하여 시뮬레이션을 통해 생성한 데이터와 실제 광학 관측 데이터를 통해 예비궤도를 결정하였고 GPS 위성(PRN 26)에 대해서는 시뮬레이션을 통해 생성한 데이터를 사용하여 정밀궤도 결정을 수행하였다. 광학관측 데이터를 얻기 위해서 한국천문연구원 광시야 망원경을 사용하였다.

시뮬레이션 데이터를 이용하여 예비궤도를 결정한 경우, 3분 이내 간격의 관측 데이터를 이용하면 GPS 위성(PRN 26)의 경우 60km, 무궁화 2호의 경우 30km 이내의 거리오차를 얻을 수 있었다. 실제 관측한 광학 데이터를 이용했을 때의 예비궤도 결정값은 GPS 위성(PRN 26)의 경우 230km에서 1000km, 무궁화 2호의 경우는 수천 킬로미터의 거리오차를 보였다. 이 오차는 관측 데이터의 위치 정밀도가 갖는 20arcsec의 오차와 5분의 시간간격에 기인하고 있다.

GPS 위성(PRN 26)의 정밀궤도 결정 실험에서는 임의의 오차를 가지는 관측 데이터를 생성하여 정밀궤도를 결정한 후 정밀궤도력과 비교하여 위성까지 거리의 차이 값을 구하였다. 관측 데이터의 오차가 작고 데이터 개수가 많을수록 더욱 정밀한 궤도 결정이 가능함을 확인하였다. 관측 데이터의 오차가 1arcsec이고 관측 데이터의 간격이 1초인 경우에는 센티미터 단위의 정밀도를 갖는 궤도결정이 가능함을 알 수 있었다.

광학 시스템을 사용하여 위성의 궤도를 결정할 경우에는 충분한 개수의 관측 데이터가 필요하므로 장시간 관측할 수 있는 Deep Space 위성이나 정지궤도 위성의 궤도 결정에 충분히 사용될 수 있다. 현재 한국천문연구원이 보유하고 있는 광시야 3호기 망원경의 경우 관측 데이터의 오차가 약 20arcsec이고 최소 2분 간격의 관측데이터를 얻을 수 있기 때문에 현 광학 시스템으로 GPS 위성의 정밀궤도를 결정할 경우 400m 이상의 오차를 가지게 된다. 그러므로 1m 이내의 정밀한 궤도결정을 위해서는 관측 데이터의 오차를 1arcsec 이하로 줄이고 관측시간 간격도 1분 이내로 줄일 수 있는 광학 시스템이 필요하다고 할 수 있다.

## 참고문헌

- Sabol, C., Carter, S., & Vallado, D. 1999, in AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, eds. K. C. Howell, F. R. Hoots, B. Kaufman, & K. T. Alfriend (San Diego: Univelt. Inc.), p.951
- Sabol, C., Luu, K, K., & Alfriend, K. T. 2004, AAS 04-198, in press
- Sabol, C., Luu, K, K., & Kervin, P. 2002a, in AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, eds. K. T. Alfriend, B. Neta, K. Luu, & C. A. Walker (San Diego: Univelt. Inc.), p.417
- Sabol, C., Luu, K, K., & Kervin, P., Nishimoto, D., Hamada, K., & Sydney, P. 2002b, in AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, eds. K. T. Alfriend, B. Neta, K. Luu, & C. A. Walker (San Diego: Univelt. Inc.), p.397

Vallado, D. A. 1997, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications* (New York: McGraw-Hill)  
pp.392-397