

중·고궤도 인공위성 및 폐기위성의 광학관측을 이용한 궤도 결정

최진^{1,3}, 김방엽², 임흥서³, 장현영^{1†}, 윤요나^{3,4}, 김명진^{3,5}, 황옥준^{3,6}

¹경북대학교 천문대기학과, ²한국항공우주연구원, ³한국천문연구원
⁴충북대학교 천문대, ⁵연세대학교 천문우주학과, ⁶과학기술연합대학원대학교

Orbit Determination Using Angle-Only Data for MEO & GEO Satellite and Obsolete

Jin Choi^{1,3}, Bang-Yeop Kim², Hong-Suh Yim³, Heon-Young Chang^{1†},
Joh-Na Yoon^{3,4}, Myung-Jin Kim^{3,5}, and Ok-Jun Hwang^{3,6}

¹Dept. of Astronomy and Atmospheric sciences, Kyungpook National University, Daegu 702-701, Korea

²Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 305-333, Korea

³Korea Astronomy & Space Science Institute, Daejeon 305-348, Korea

⁴Chungbuk National University Observatory, Jincheon 365-863, Korea

⁵Dept. of Astronomy, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

⁶University of Science & Technology, Daejeon 305-333, Korea

E-mail: rutcome@kasi.re.kr, hyc@knu.ac.kr

(Received February 3, 2009; Accepted February 16, 2009)

요 약

인공위성 궤도 결정을 위해 한국천문연구원의 0.6m 광시야 망원경을 이용하여 중·고궤도 인공위성과 폐기위성을 관측하였다. 관측 자료는 영상처리 및 좌표 보정을 통해 광학기기에 의한 오차를 보정한다. 위성 관측 자료에서 얻은 좌표 정보는 관측 시스템의 불안정성과 끝점 결정 오차에 의해 13각초의 오차를 가진다. KODAS의 결과로 얻은 시뮬레이션 좌표와 Gauss 방법을 이용해 예비궤도 결정을 수행하고 궤도 결정에 적합한 시간 간격을 찾아보았다. 또한 미분보정을 통한 예비궤도 결정 결과의 향상을 확인하였다. 이들 결과를 평균궤도요소 형태로 변환하여 실제 관측 자료와 비교하여 예비궤도 결정을 통해서 짧은 시간동안 위성의 추적이 가능함을 확인하였으며, 미분보정을 통해 그 결과를 향상시킬 수 있음을 확인하였다.

Abstract

We used an optical observation system with a 0.6m wide-field telescope and 5 computers system in KASI (Korean Astronomy and Space Science Institute) for satellite optical observation. Optical data have errors that are caused by targeting, expose start time and end-point determination. Gauss method for initial orbit determination was tested using angle-only data simulated by KODAS. And suitable time span is confirmed for result which has minimum errors. Initial orbit determination results are proved that optical observation system in KASI is possible satellite tracking for a short period. And also through differential correction, initial orbit determination results are improved.

Keywords: satellite optical observation, initial orbit determination, differential correction

[†]corresponding author

1. 서 론

인공위성 추적 및 감시 시스템으로는 레이더 시스템, 레이저 시스템, 광학 시스템이 있다. 레이더 시스템은 저궤도 위성의 추적 및 감시에 활용된다. 레이저 시스템은 인공위성의 거리 정보를 제공하므로 높은 정밀도의 추적이 가능하나 감시는 어렵다. 광학 시스템은 Deep Space((지구에서) 먼 우주 공간(outer space); 심(深)우주)와 정지궤도 위성에 관한 추적 및 감시에 활용된다(이우경 외 2004). 우주 감시활동은 이와 같은 추적 및 감시 시스템을 이용하여 일반 천체 혹은 인공우주물체를 경계하며 관측하는 것을 의미한다(이동규 2003).

우주 감시활동(space surveillance activity)은 탐색(search) 및 탐지(detecting), 추적(tracking), 식별(identifying), 목록화(cataloging), 감시(monitors)로 나뉜다(이동규 2003). 광학관측은 이 중에서 탐지, 위치 결정, 식별의 3가지 큰 목적을 지닌다. 검출은 2가지 의미를 지닐 수 있는데 인공위성의 존재를 계산된 시각과 위치에서 확인함으로써 그 존재를 확인하는 것과 인공위성의 관측에 있어서 현재의 관측 시스템의 활용성에 대한 검증이 그것이다. 위치 결정은 탐지한 인공위성의 위치 정보를 얻어내는 것을 말한다. 위치 정보는 궤도결정 및 예보의 기본 자료로 사용된다. 식별은 위성의 형태, 구성 등의 확인을 통해 위성의 임무와 상태를 확인하는 것을 말한다. 인공위성 광학관측은 검출할 수 있는 대상의 고도의 범위가 넓고 종류도 다양하다는 특징을 지닌다. 따라서 우주 감시활동을 수행하고 있는 미국, 일본, 러시아 등의 국가들에는 다양한 종류의 위성 관측 장비들이 존재하지만 미국의 GEODSS, 일본의 BSGC 천문대 등 여전히 광학관측을 이용한 우주 감시활동 사이트들이 운영되고 있다. 관측소들은 인공위성의 광학관측뿐 아니라 궤도 결정과 예보 등의 역할도 수행하며, 우주폐기물(space debris)의 관측에도 유용하게 이용된다(박필호 외 2004).

광학을 이용한 위성 감시는 국내에서는 한국천문연구원과 연세대학교 및 경희대학교가 선행하였다. 경희대는 인공위성의 광학 관측을 위한 관련 소형 망원경 시스템을 개발했으며 분광 관측을 통한 위성의 재질에 관한 연구도 수행한 바 있다. 한국천문연구원과 연세대학교는 광학관측을 통한 위성 감시 연구를 수행했다. 인공위성 및 지구접근천체 감시 연구를 위해 남아공, 호주, 한국에 3기의 광시야 망원경을 설치했다. 이들 광시야 망원경은 원래 NEO(Near Earth Objects)의 연구를 위해 제작되었으나 광시야 망원경이라는 독특한 광학계 구조와 마운트의 빠른 성능 등의 이점을 이용해 또 다른 NEO라고 할 수 있는 인공위성의 관측에 활용할 수 있게 되었다. 현재까지 인공위성 광학 관측 연구에 주로 사용되는 망원경은 대전에 위치한 광시야 3호기다. 한국천문연구원은 광시야 망원경을 이용해 한반도 상공을 통과하는 500여개의 인공위성 가운데 377개를 관측했다(한원용 외 2004). 또 궤도가 알려진 관측 가능한 정지궤도 위성 96개를 망원경으로 확인하기도 했다.

관측을 통해 얻은 위성의 정보를 이용해 위성을 지속적으로 감시하고 추적하기 위해서는 위성 궤도 결정에 관한 연구가 반드시 필요하다. 위성의 궤도 결정 연구는 현재 사용하고 있는 위성뿐만 아니라 모든 인공 우주물체를 지속적으로 감시하고 추적함으로써 우주환경에서의 물질적 시간적 피해를 최소화하고, 우주 공간을 안정적으로 활용하기 위해 지난 수십 년에 걸쳐 연구되었다. 보다 자세하고 정밀한 위성 궤도 결정 기법을 위한 우주환경 연구, 물체의 운동에 관한 동역학적 연구, 관측된 자료를 효과적으로 활용하기 위한 통계적 기법 연구 및 자료 처리 시스템의 발전 등이 함께 수반되었다(Vetter 2007).

이 연구의 목적은 광학 관측을 통한 위성 감시에 사용될 수 있는 궤도 요소의 획득이다. 광시야

표 1. 광시야 3호기 0.6m 망원경 세부제원(윤요나 2006).

시스템	특성/구성 부품	제원
주경	구경	0.615m
	보정렌즈	3 spherical lens
	초점비	f/2.92
	관측시야	2° × 2°
구동부	구동부 원리	포크형 적도의
	구동 방식	미끄럼 마찰식
	구동 모터	DC Servo 모터
	구동 최소 각도	0.3375°
	검출 최소 각도	0.2747°
CCD 카메라	제품명	Spectral Instruments 800 Series
	총 화소 수 / 화소 크기	4096 × 4096/15μm (61.44mm)
	Readout Speed	16bit, 100 ~ 800kHz(25sec)

망원경을 이용해 위성을 관측하고 좌표를 결정하였다. 보정된 좌표를 이용해 위성의 예비궤도 결정을 수행하고, 미분 보정을 통해 이를 보정하였다. 또한 KODAS를 이용한 시뮬레이션 자료를 활용하여 예비궤도 결정 방법인 Gauss 방법에 활용한 좌표 정보간의 격렬한 시간 간격을 찾아보았다. 예비궤도 결정과 미분 보정을 통해 얻은 접음 궤도요소(osculating orbital elements)를 TLE(Two Line Elements)형태의 평균 궤도요소(mean orbital elements)로 변환하였다. 각각의 궤도 결정 결과가 현 관측시스템을 활용한 실제 위성 추적에 사용 가능한지 확인하기 위해 이 결과를 KODAS(KASI Orbit Determination and Analysis System)를 이용하여 궤도 전파한 후 궤도 결정의 오차를 확인하였으며, 예비궤도 결정 결과의 오차와 미분 보정 결과의 오차를 비교함으로써 미분 보정을 통한 예비궤도 결정 결과의 향상을 확인하였다.

2. 인공위성 광학관측 및 자료 처리

인공위성의 광학관측은 한국천문연구원 내에 있는 전파 연구동(위도: 북위 36도 23분 53초, 경도: 동경 127도 22분 31초, 높이: 116m)에서 수행했다. 관측 기기는 광시야 3호기와 Spectral Instruments 사의 4k(4096픽셀 × 4096 픽셀) CCD(Charge-Coupled Device)이다. 광시야 3호기는 직초점 방식의 독특한 망원경으로 국내에는 최초로 도입된 망원경이다. 광시야 3호기는 표 1에 제시한 바와 같이 주경이 0.6m이며 초점 비는 f/2.92인 직초점(prime focus) 방식의 망원경이다. 광학계는 독일 Astrooptik사에서 제작하였다.

광시야 3호기의 운영 시스템은 다음과 같다. 돔은 슬라이딩 방식으로 개방 방향은 남향이다. 망원경 컨트롤 시스템은 mainccd PC, scope PC, skyCCD PC, webcam PC, TLE download PC로 구성되어 있다. mainccd PC는 검출기로 사용되는 CCD의 제어 및 점검, 관측한 자료의 보관에 사용된다. scope PC는 망원경 마운트 및 포커스의 제어에 사용된다. skyCCD PC는 기상의 모니터링 및 자료의 보관에 사용되며 기상 장비를 통해 기온, 기압, 상대 습도를 측정한다. 광시야 3호기의 운영 시스템은 원격으로 작동할 수 있도록 설계되어 있으므로 기상 상태의 파악은 매우 중요하다. skyCCD PC는 GPS 수신기를 통해 매 1분마다 망원경 시스템의 시각동기화를 시도한다. webcam PC는 돔 내부의 상황을 webcam을 이용해 외부에서 실시간으로 점검할 수 있도록 한다. TLE download PC는

표 2. 관측 대상 위성 목록.

List	KOREASAT5	GPS BIIA 14	COSMOS 2426	KOREASAT1
NORAD ID	29349	22014	29671	23639
Int'l Code	2006-034A	1992-039A	2006-062B	1995-041A
Perigee	35,786.5km	19,684.6km	19,084.0km	35,948.9km
Apogee	35,801.9km	20,693.1km	19,189.8km	35,975.5km
Inclination	0.0°	56.9°	65.2°	8.3°
Period	1,436.1 min	718.0 min	675.7 min	1,444.7 min
Launch date	Aug. 22, 2006	Jul 7, 1992	Dec. 25, 2006	Aug. 5, 1995
Source	South Korea	United States	CIS	South Korea

web을 통하여 매일 오전 8시에 TLE 정보를 내려 받아 저장한다. TLE 정보는 매일 새로운 값이 등록되지는 않지만 정기적인 저장을 통해 공개된 TLE를 지속적으로 확보하고 위성의 관측 가능성을 높이기 위해 최신의 TLE 정보를 유지하는 작업이 반드시 필요하다.

광시야 3호기는 위성 관측 전용 망원경은 아니다. 마운트는 천체의 관측에 보다 유리한 적도의 방식으로 소행성 등의 이동 천체 관측에 보다 적합하다. 그러나 4k CCD 장착 시 시야각이 $2^\circ \times 2^\circ$ 로 일반 망원경에 비해 넓고 마운트의 추적 속도가 초당 10° 로 일반 망원경에 비해 매우 빠르다. 마운트가 최대 속도로 이동할 때 관측 가능한 120° 의 각거리를 지나는데 약 12초가 소요된다. 고도 1000km의 저궤도 인공위성은 최대 15분정도 관측이 가능하므로 광시야 3호기는 인공위성 관측에도 적합하다고 할 수 있다. 관측은 주로 스크립트를 통해 자동으로 수행된다. 관측을 위해 TLE download PC를 통해 관측하고자 하는 대상 인공위성의 궤도 정보를 얻는다. 관측 좌표의 계산은 한국천문연구원 개발한 궤도 전파 프로그램인 KODAS를 사용한다. 마운트의 속도는 망원경의 추적 속도를 조절함으로써 관측 대상에 대해 보다 최적화할 수 있다. 망원경은 기본적으로 천구의 움직임과 동일한 속도로 이동하도록 설정되어 있다. 관측 결과에서 일반 천체는 점으로 표시되고 인공위성은 관측 시간과 위성의 각속도에 비례하는 선으로 표시된다. 망원경의 추적 속도를 위성의 각속도로 설정하면 인공위성은 점으로 표시되지만 일반 천체는 선으로 나타난다.

관측 대상으로 한국에서 관측이 가능한 중·고궤도 위성 3기와 폐기위성 1기를 선정하였다. 중·고궤도 위성으로는 무궁화 5호, GPS BIIA 14, COSMOS 2426을 선정하였으며, 폐기위성으로는 무궁화 1호를 결정하였다. 무궁화 5호, 즉 KOREASAT5는 정지궤도 위성이며 국내 최초의 민간겸용 통신위성으로 한국통신에서 개발했다. GPS BIIA 14는 주기가 700여분으로 지표면의 한 지점을 하루에 한 번씩은 반드시 지나가도록 되어 있으므로 꾸준한 관측이 가능하다. 또한 GPS 위성은 정밀 궤도력을 공개하므로 관측한 위성의 좌표의 정확도에 대한 비교가 가능하다. COSMOS 2426은 Russian Glonass의 항법 위성으로 GPS 위성과 비슷한 675분 정도의 주기를 가진다. 무궁화 1호인 KOREASAT1은 1995년에 10년 수명을 목표로 발사된 정지궤도 위성이다. 발사시 로켓의 고체 보조 엔진 분리 장치의 고장으로 인해 목표고도보다 낮게 진입하면서 궤도 조정을 위해 과다하게 연료를 사용하여 실제 수명은 4년 3개월로 단축되었다. 프랑스 유럽스타사는 자사의 운용 궤도를 확보할 목적으로 KOREASAT1을 임대하였고 수명을 연장하기 위해 경사 궤도로 운용하였다. KT(한국통신)는 2005년 12월 KOREASAT1의 폐기 궤도 기동(Final Orbit Raising or De-orbiting)을 수행했다¹. KOREASAT1은 폐기위성으로 2008년 말 현재 여전히 정지궤도 근방을 돌고 있다. 폐기위성들은 앞

¹NSSDC Master Catalog

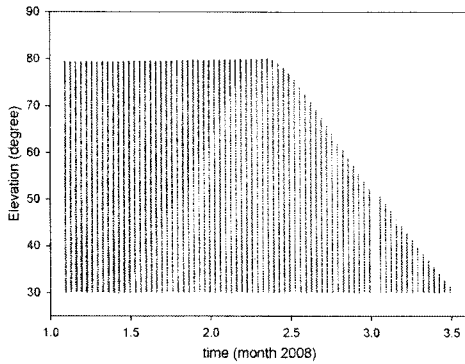


그림 1. GPS BIIA 14의 관측 기간 고도 변화.

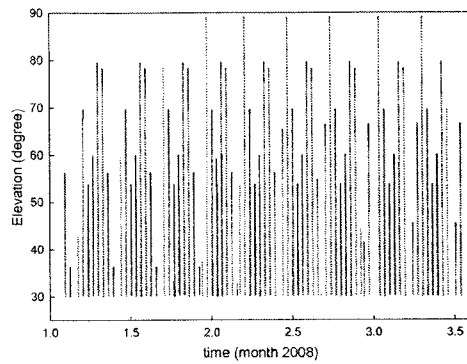


그림 2. COSMOS 2426의 관측 기간 고도 변화.

으로도 꾸준히 증가할 것으로 보이며 이에 따라 우주 잔해물의 양은 더욱 크게 증가할 것으로 보인다.

관측은 2008년 1월부터 3월 사이 54일 동안 진행되었다. 실제 관측 일수는 23일이며 관측 대상 위성에 대한 관측 일수는 총 19일이다. 총 관측 시도 일수에 비해 실제 관측 일수가 적은 것은 관측 시스템 정상화를 위한 기기 수리 및 실험에 소요된 시간과 기상 상태의 악화 등이 원인이다. 그림 1과 2는 관측 기간동안 GPS BIIA14와 COSMOS 2426의 시간에 따른 고도 변화를 5분 간격으로 나타낸 것이다. 그림 1을 보면 GPS BIIA 14는 관측 기간 동안 출현하는 시각이 점점 당겨지면서 일몰 시각과 출현 시각 사이 시간이 벌어져 3월 중순에는 거의 관측이 불가능하게 되었지만, 출현 시간이 저축되지 않는 범위에서 매일 일정한 고도까지 고도가 증가하므로 타 위성에 비해 관측이 용이함을 알 수 있다. 그림 2는 COSMOS 2426이 보여주는 일정한 패턴의 고도 변화를 보여준다. 정지궤도 위성인 KOREASAT5의 경우 정지궤도에서 항상 지구의 한 지점 위에 머무르므로 항상 같은 지점에서 관측 할 수 있다. 따라서 이들 위성을 이용한 관측은 위성이 하나의 궤도를 도는 동안 얻을 수 있는 자료의 양이 많고 위성의 관측 자료를 주기적으로 꾸준히 얻을 수 있다는 이점을 지닌다.

위성의 궤도를 결정하기 위해서는 세 쌍의 시각에 대한 위성의 위치 정보가 필요하다. 광학 관측 데이터의 결과는 시각에 대한 위성의 천구 상에서의 위치 정보다. 따라서 정확한 시간 정보와 위치 정보를 얻지 못하면 그 오차가 궤도 결정에 그대로 반영된다. 그림 3과 4는 각각 설정된 관측 시각과 실제 관측 시각 시각과의 차이, 설정된 관측 좌표와 영상에서 얻은 관측 좌표와의 차이를 보여준다. 노출 시작 시각 오차가 ± 0.5 초 안에 들어 오며, 관측 시스템의 시각 동기화는 GPS 수신 신호를 활용하므로 정확하다고 볼 수 있다. 오차의 원인으로는 관측용 스크립트의 실행 중 밀림 현상이나 헤더에 자료를 기록하는 시스템의 부정확도 등이 있다. 실제 관측 영상을 이용한 궤도 결정을 수행하는 과정에서 위성의 관측 영상 중 시간의 밀림이 5초에서 40초까지 심하게 나타나는 경우가 있었다. 이때 관측한 위성은 KOREASAT5이며 이는 동일한 지점을 지속적으로 관측해야하는 정지궤도 위성 관측의 특성이 반영되면서 시스템의 불안정을 가져온 것으로 보인다. GPS BIIA 14의 위치 정보 정밀도를 살펴보면 적경(R.A.)의 경우 일정하게 유지되었으나 적위(Dec.)의 경우 시간이 지나면서 오차가 점점 커졌다. 이것은 위성의 고도에 따라서 생기는 차이로 보인다. 관측 영상에서 위성의 고도

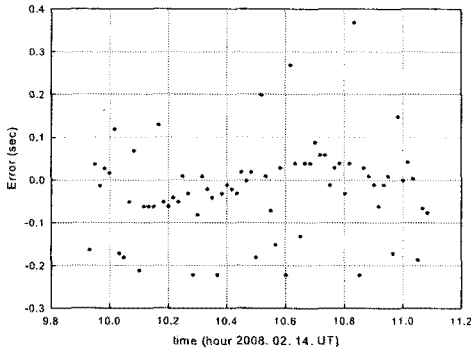


그림 3. 망원경의 노출 시작 시각 오차(GPS BIIA 14).

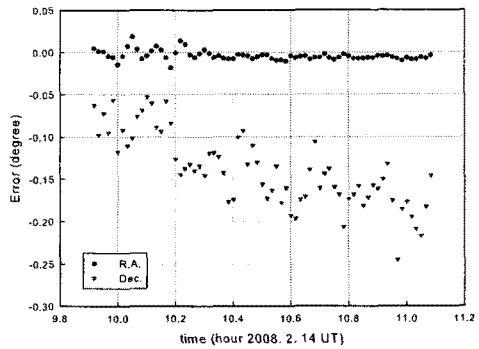


그림 4. 망원경의 포인팅 에러(GPS BIIA 14).

는 시간이 지나면서 점점 낮아졌는데 고도가 낮아지면서 대기의 산란효과가 커지고 관측자와 위성의 거리가 멀어지면서 오차가 더 커지는 것으로 판단된다. 실제로 위성은 저궤도로 내려올수록 고도에 따른 관측자와 위성의 거리의 변화가 더 크고 위치 정보를 얻는 근거가 되는 천구 상에서 별들 간의 거리가 일정함에도 위성의 이동을 보여주는 스트릭(streak²)은 고도가 낮으면 짧게 나타난다. 따라서 궤도 변화에 따라 고도별 좌표 변화를 보정해줄 필요가 있다.

관측 영상의 처리는 3단계로 구분할 수 있다. 첫 번째 단계인 전처리 과정에서는 관측 영상에 나타난 검출기의 잡음을 제거한다. 두 번째 과정인 좌표 보정은 WCS(World Coordinate System) 해를 통해 영상의 좌표를 GSC 1.1 목록³과 맞게 수정한다. 마지막으로 영상 왜곡 보정(distortion correction)은 광학계의 특성에 의해 나타나는 영상의 굴곡을 USNO B1.0 목록⁴을 이용하여 수정한다. 수정에는 17등급 이상의 별들의 정보만 사용했다. 좌표 정보의 오차는 궤도 결정의 오차를 증가시키므로, 좌표의 보정이 가능한 자료만 궤도 결정에 사용했다. 전처리 과정을 위해 관측 당일 바이어스(bias) 영상과 다크(dark) 영상을 각각 얻는다. 원본 영상은 트리밍(trimming) 작업을 통해 불필요한 부분을 제거한다. 관측 당일의 바이어스와 다크 영상을 각각 합성하여 원본 영상을 처리한다. 다음으로 얻은 수정 영상의 WCS 해를 구해 좌표를 보정한다. 여기서는 앞에서 밝힌바와 같이 GSC 1.1 목록과 영상을 비교하여 좌표를 수정하도록 하였다. 마지막으로 영상 왜곡 보정을 위해 왜곡 상수(distortion coefficient)를 구하고 보정해야하며 그 결과를 그림 5에 나타내었다. 광시야 3호기의 광학계 특성에 의해 좌표의 가장자리로 갈수록 영상이 굽어있는 것과 같이 왜곡을 가진다. 대부분 위성 관측에서 위성은 영상의 가운데에 위치하게 되지만 저궤도 위성으로 내려갈수록 스트릭이 길어지면서 가장자리까지 위성의 스트릭이 위치하게 된다. 따라서 가장자리의 왜곡을 보정해주어야 하며, 가장자리의 별들의 좌표를 비교하기 위해 USNO B1.0 목록을 사용하였다. 이러한 처리 과정을 하나의 명령어를 통해 순차적으로 처리하도록 프로그래밍 하였다.

관측 영상에서 위성의 궤적 각거리는 위성의 주기가 결정한다. 저궤도 위성은 궤적 각거리가 중

² 별을 추적하면서 찍은 영상에서 별과 움직임이 다른 위성 등은 선으로 표시된다. 이렇게 표시된 선을 스트릭(streak)이라고 한다.

³ Guide Star Catalogue 1.1

⁴ United States Navy Observatory catalogue B1.0

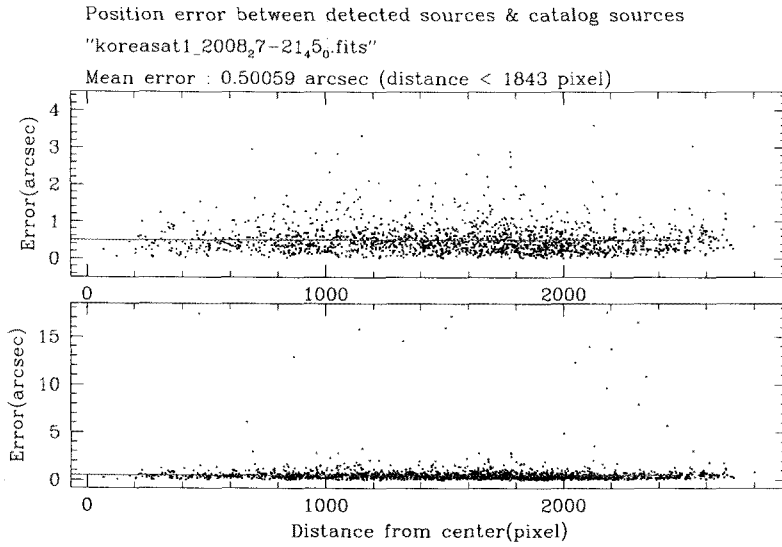


그림 5. KOREASAT1의 WCS 처리에 의한 카탈로그와 관측 영상에 기입된 좌표의 차이.

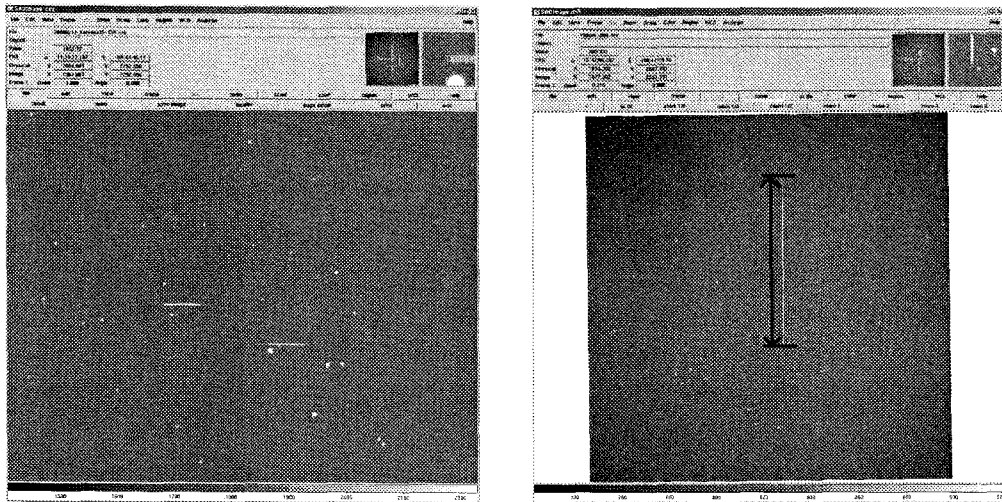


그림 6. 정지궤도 위성인 KOREASAT5와 저궤도 위성인 IRIDIUM의 실제 관측 영상.

궤도나 정지궤도 위성보다 길다. 그림 6에서 저궤도 위성인 IRIDIUM의 2초 노출의 궤적은 대략 1° 로 나타난다. 이는 $2^\circ \times 2^\circ$ 의 시야각이 위성의 추적 및 감시를 위한 시스템으로서 충분함을 보여준다. IRIDIUM은 하루에 지구 주위를 14바퀴 공전하는 속도가 빠른 저궤도 위성이다. 저궤도 위성은 정지궤도 위성에 비해 속도가 빠르므로 동일한 노출 시간으로 관측할 수 없다. 정지궤도 위성의 경우

속도는 대략 $0.006^\circ/\text{sec}$ 이며 저궤도의 경우는 $0.06^\circ/\text{sec}$ 이다. 하지만 스트릭으로 표현되는 위성의 궤적에서 정지궤도 위성과 저궤도 위성은 고도에 따라 동일한 노출 시간에 대하여 스트릭의 길이가 차이를 보인다. 정지궤도 위성은 지구 표면에서는 대략 35,786km, 지구 중심에서는 42,164km 정도 떨어져 있지만 고도가 매우 낮은 저궤도 위성은 지구 표면에서는 대략 200~300km 정도 떨어져 있다. 따라서 정지궤도 위성의 경우 고도의 높낮이에 따라 위성의 스트릭의 길이에 별 차이가 없으나 저궤도 위성은 고도가 낮을수록 스트릭이 짧게 나타난다. 노출 시간을 10초로 제한한 것은 궤도 결정을 위한 충분한 각거리를 얻으면서 위성의 스트릭이 바닥 값에 묻히지 않기 위해서다. 노출시간이 길어지면 바닥 값이 상승하므로 스트릭의 검출이 어려워진다. 정지 궤도 위성은 태양 전지판이 태양을 향하게 되면서 태양, 지구, 위성이 일직선에 가깝게 놓이므로 밝지만 기타 궤도의 인공위성은 상대적 거리가 정지 궤도 위성에 비해 가깝지만 비교적 어둡게 나타난다.

위성의 좌표는 스트릭의 양 끝점을 통해 얻는다. 위성의 스트릭의 양 끝점은 각각 노출의 시작과 끝 지점에서의 위성의 좌표 정보를 가지고 있다. 좌표 정보는 WCS 해를 통해 얻은 보정된 적경, 적위 값이다. 좌표 정보는 사용자가 직접 픽셀 단위로 결정 할 수도 있고, 프로그램을 통해 결과를 얻을 수도 있다. 사용자가 직접 결정할 경우 ds9와 같은 영상 프로그램을 이용하여 위성의 좌표를 결정하게 된다. 이와 같은 방법을 통해 좌표를 결정하면, 영상에 기록된 값을 일정한 기준 없이 주관적 판단에 의해 판별하게 되므로 사용자에게 따라 다른 결과 값을 가지게 된다. 따라서 별을 스트릭으로 관측하여 확인할 수 있는 별상의 외곽선과 같은 객관적인 의미를 지니는 결정 방법이 필요하다. 프로그램을 통한 방법으로는 외곽선 추적방법(border tracing method)을 통한 궤적 탐지 알고리즘이 있다(김대원 외 2005). 외곽선 추적방법은 영상에서 특정한 값을 경계로 하는 외곽선을 구해 내는 것이다. 구해진 외곽선의 정보를 통해 외곽선의 양 끝 점과 길이, 이심률 등을 구할 수 있다. 이를 통해 스트릭의 양 끝 점을 결정할 수 있고, 결정된 양 끝 점의 영상에서의 x, y 값을 적경, 적위로 변환하여 위성의 스트릭의 양 끝점의 좌표 정보를 얻을 수 있다. 프로그램은 스트릭의 방향을 고려하여 검출된 인근의 다른 스트릭과의 연계성을 검토하여 스트릭의 정보가 모두 기록되지 않더라도 같은 선으로 판별하여 검출한다. 프로그램을 이용하여 좌표를 결정하면 객관적인 방법을 통해 위성 궤적의 좌표를 얻을 수 있고, 다른 방법에 비해 많은 양의 자료를 빠른 시간에 처리할 수 있다. 하지만 위성의 스트릭은 별과는 다르게 대부분 희미하게 나타나고 밝은 경우에도 실제 바닥 값과의 차이가 많이 나지 않는다. 따라서 실제 얻어진 좌표는 눈으로 결정한 결과보다 오히려 더 큰 오차를 포함하고 있을 수도 있다. 이 연구에서는 김대원 외(2005)가 YSTAR-NEOPAT의 영상 분석에 사용한 궤적 탐지 알고리즘을 사용하였다. 영상을 분석한 결과 KOREASAT5와 같이 정지궤도에 있어 밝게 관측되는 위성은 대부분 만족할만한 결과를 얻을 수 있었다. 그러나 영상에서 희미하게 관측되는 GPS BIIA 14나 COSMOS 2426의 경우 실제 오검출이나 미검출도 발생했다. 그리고 KOREASAT1과 같이 밝기가 변하는 위성의 경우 육안으로 식별 가능한 위성의 끝 부분이 바닥 값에 비해 차이가 많지 않아 궤적의 끝 부분을 제대로 결정하지 못하는 경우도 있었다.

결정된 좌표는 오차를 가진다. 관측된 영상의 사이즈는 4096×4096 픽셀이며 시야각이 $2^\circ \times 2^\circ$ 이므로 픽셀 스케일은 약 1.75각초 정도 된다. 위성의 스트릭은 대부분 3~4 픽셀 정도의 두께를 가지므로 1~4 픽셀 정도의 결정 오차가 발생한다. 또 셔터가 열리고 닫히는 순간에 스트릭은 서서히 밝아지고, 서서히 어두워지므로 약 1~3 픽셀 정도의 오차가 발생한다. 이를 통해 사용자가 직접 좌표

를 결정할 경우 약 2~7 픽셀의 오차를 가지는 것으로 볼 수 있다. 이는 약 13각초 정도의 끝점 결정 오차를 포함할 수 있음을 말해준다.

인공위성의 관측 영상은 스트릭으로 표시되고 4~5 픽셀 정도의 영역에 퍼져서 나타나므로 실제 위성의 크기를 생각해보면 반사된 빛은 넓게 퍼져서 나타남을 알 수 있다. 따라서 이러한 퍼진 위성의 빛에 대한 객관적인 위성의 위치결정 과정이 필요하다. 정지궤도 위성의 경우에 망원경을 고정하고 관측을 수행하면 일정한 고도와 방위각을 유지하는 정지궤도 위성의 경우 성상과 같이 한 점(point source)로 나타날 것이다. 반면 별은 우리가 수행한 위성 관측에서 나타난 스트릭처럼 노출시간에 비례한 길이의 스트릭으로 표시될 것이다. 이렇게 나타난 별의 스트릭을 분석해보면 스트릭의 축의 단면을 잘라 살펴보았을 때는 Gaussian fit을 보이고 축을 따라 보면 Tepui fit으로 나타난다(Montojo et al. 2008). 따라서 이 2개의 profile을 위성의 스트릭에 적용시켜서 가장 밝기가 밝은 부분을 따라 위성이 흘렀다고 예측한다면 비교적 객관적이고 오차가 적은 끝점 결정 알고리즘으로 사용할 수 있을 것으로 보인다.

3. 예비궤도 결정과 미분보정

3.1 궤도 결정 결과의 검증

이 연구의 목적은 앞에서 밝힌 바와 같이 광학 관측을 통한 위성 감시에 활용할 수 있는 궤도 요소의 획득이다. 따라서 궤도 결정 결과를 다시 궤도 전파하여 관측된 위성의 좌표와 비교함으로써 그 활용 여부를 검토하였다. 앞서 이우경 외(2004)는 예비궤도 결정 결과를 위성의 정밀 궤도력 및 SGP4의 궤도 전파 결과와 비교하는 시뮬레이션을 통해 예비궤도 결정 결과와 광학 관측을 통해 가질 수 있는 거리 오차를 분석하고 예비궤도 결정에 적합한 시간 간격을 구하였으며, 정밀 궤도 결정 결과와 함께 궤도 결정의 정밀도를 높힐 수 있는 광학 관측 시스템을 제안하였다.

실제 광학 관측을 통한 위성 추적을 위해서는 그 대상 위성이 미지의 위성일 경우 관측 영상을 통해 획득한 위성의 좌표 정보로 궤도 결정을 수행한 후 그 결과를 다시 위성 추적에 반영할 수 있어야 한다. 또한 장기간 신뢰할 만한 궤도 정보를 확보하기 위해서는 다량의 관측 정보를 통해 지속적으로 궤도 정보를 보정하고 광학 관측으로 인해 생기는 오차를 줄여줄 필요가 있다.

궤도 결정 결과가 실제 위성 추적을 수행할 경우 가질 수 있는 오차를 알아보기와, 접음 궤도요소를 평균 궤도요소로 변환하여 궤도 전파한 후 그 결과를 궤도 결정에 사용한 좌표 정보와 비교하였다. 또한 미분 보정의 결과를 예비궤도 결정 결과와 비교하여 미분 보정을 통한 예비궤도 결정 결과의 향상에 대하여 확인하였다. 궤도 결정 결과는 현재 광학 관측 시스템의 시야각인 $2^{\circ} \times 2^{\circ}$ 의 범위를 고려하여 활용 가능성을 비교하였다.

3.2 예비궤도 결정

예비궤도 결정에는 사용하는 관측 자료의 종류에 따라 여러 가지 방법이 존재한다. 예비궤도 결정은 두 개의 위치 벡터로부터 궤도를 결정하는 방법, 각거리 자료만으로 궤도를 결정하는 방법, 복합 자료(mixed data)를 통해 궤도를 결정하는 방법 등이 사용된다. 두 개의 위치 벡터로부터 궤도를 결정하는 방법에는 Gauss 보정법, Lambert-Euler 보정법, Semi-parameter 보정법, 진근점이각 보정법, f&g 급수를 이용한 방법 등이 있다. 각거리 자료만으로 궤도를 결정하는 방법에는 Gauss 방법과

Laplace방법이 있다. 복합 자료를 통한 궤도 결정법에는 modified-Laplace 방법, double-r iteration 방법, Herrick-Gibbs 예비궤도 결정법이 있다. 우리는 각거리 자료를 가지고 예비궤도 결정을 수행했으므로 Gauss 방법을 사용했다(Escobal 1975).

Gauss방법과 Laplace방법은 접근 방법에서 차이를 보이며 각각의 장단점이 있다. Gauss방법은 기하학적인 풀이 방법으로 계산과정이 복잡하나 계산 결과의 정확도가 높다. Laplace방법은 미분에 의한 방법으로 계산 과정은 간단하나 계산 정확도가 상대적으로 떨어진다. 또 Gauss 방법은 시간 간격이 클수록 더 정밀하지만 Laplace 방법의 경우 짧은 시간에서 정밀도가 높은 것으로 알려져 있다. Laplace 방법은 관측 자료의 시간 간격이 너무 짧거나 길 경우 정밀도가 떨어져 Gauss 방법보다 적절한 시간 간격을 구하기가 어렵다(김천휘 외 1988).

관측한 위성에 대하여 KODAS를 이용한 시물레이션 자료와 실제 광학 관측을 통해 얻은 자료를 통해 각각의 예비궤도를 결정하였다. 시물레이션 자료는 NORAD에서 공개한 관측 일자가 동일한 TLE를 사용하였다. 예비궤도를 결정할 때 시간 간격을 1분에서 5분까지 1분씩 변화시켜보면서 시간 간격이 예비궤도 결정에 미치는 영향을 찾아보았다. 현재 광시야 망원경 시스템은 10초의 노출시간과 CCD readout time이 약 22초 정도 소요되는 것과 망원경이 흔들리지 않고 지정한 좌표에 머물게 하기 위해서 필요한 시간을 고려했을 때 1분 미만의 관측은 어렵다.

예비궤도 결정 결과의 정확성을 비교하기 위해 예비궤도 결정 결과인 상태 벡터(state vector)를 궤도 요소로 변환하였다. 위성의 위치와 속도, 그리고 6개의 궤도 요소는 상호대응관계를 맺고 있으므로 변환이 가능하다(박필호 외 2004). 하지만 예비궤도 결정과 같은 궤도 결정 과정의 결과로 나오는 궤도 요소는 접용 궤도 요소로서 평균 궤도 요소로 표현되는 TLE와는 차이가 있다(Lee 2002). 접용 궤도 요소는 궤도 결정에 사용한 어느 한 지점에서의 위성의 위치와 속도만을 나타내므로 위성의 궤도 전체의 평균적인 궤도 요소를 대표하지 못할 수도 있다. 따라서 접용 궤도 요소를 이용한 궤도의 예보 결과는 궤도의 어느 한 지점에 있어서는 실제 위성의 궤도와 많은 차이를 보일 수 있다. 따라서 예비궤도 결정 결과 등의 궤도 결정 과정의 결과로 나온 궤도 요소들은 TLE 형태의 평균 궤도 요소로 변환하여야 궤도의 예보에 활용할 수 있다. 1994년에 Ernandes는 접용 궤도 요소를 평균 궤도 요소로 변환하기 위한 VEC2TLE라는 프로그램을 개발하여 웹을 통해 공개하기도 하였다(Ernandes 1994). 이 연구에서는 Eagle이 개발한 coe2tle를 활용하였다. 이 프로그램은 classical Space Track Report No.3, "Models for Propagation of NORAD Elements Sets"의 알고리즘과 SGP4(Simplified General Perturbation 4)를 이용하여 접용 궤도 요소를 평균 궤도 요소로 변환한다⁵.

그림 7의 GPS BIIA 14의 예비궤도 결정 결과를 통해 Gauss 방법은 시간 간격이 넓을수록 오차가 작아짐을 확인할 수 있다. 중간 시각에 해당하는 접용부분에서는 서로 큰 차이를 보이지 않지만 접용부분에서 멀어질수록 시간 간격을 작게 했을 때의 결과가 더 큰 오차를 포함한다. KOREASAT5는 GEO에 위치하며 inclination이 거의 0에 가깝다. 따라서 승교점 이각과 같은 궤도 요소들을 구하기 어려워 시간 간격이 증가함에도 그림 8을 보면 오히려 더 큰 오차를 보인다. KOREASAT1은 KOREASAT5의 경우와 달리 이심률(eccentricity)에 의한 궤도 형태와 궤도 경사각(inclination)에 의한 궤도 자세에 의한 변화가 궤도 결정 오차에 더 크게 기여한다. 그림 9의 가운데 빈 부분은 지구의 그림자에 위성이 가린 시간이다.

⁵www.cdeagle.com

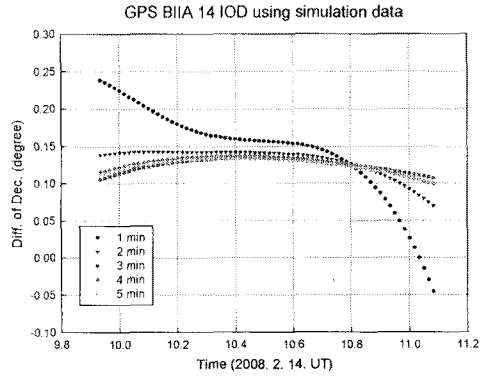
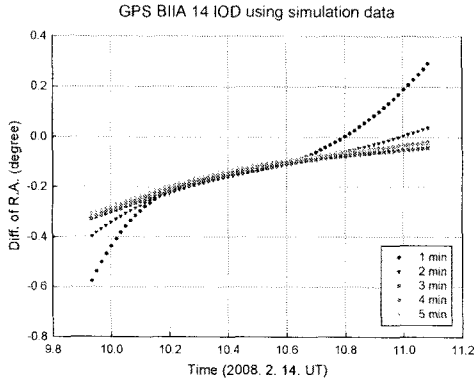


그림 7. GPS BIIA 14의 시뮬레이션 자료를 이용한 예비궤도 결정 결과와 시뮬레이션 자료와의 차이.

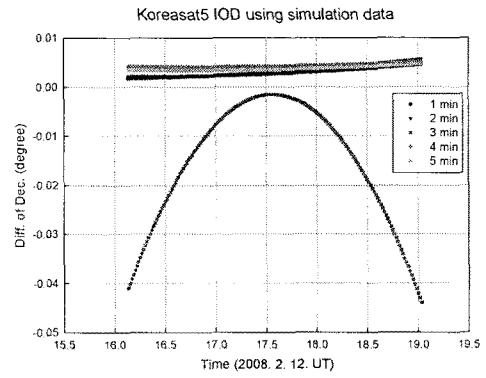
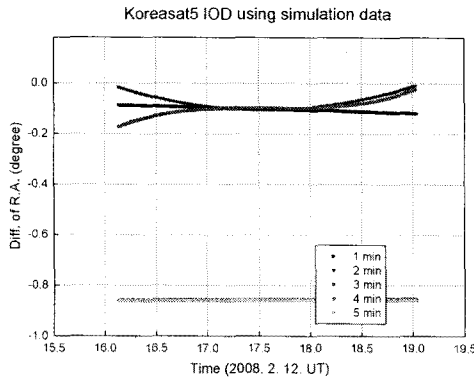


그림 8. KOREASAT5의 시뮬레이션 자료를 이용한 예비궤도 결정 결과와 시뮬레이션 자료와의 차이.

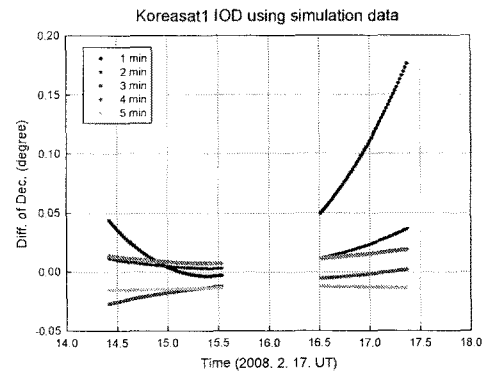
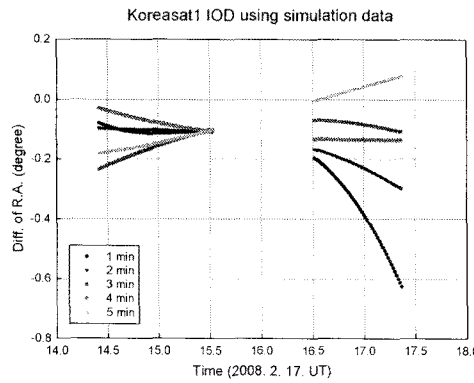


그림 9. KOREASAT1의 시뮬레이션 자료를 이용한 예비궤도 결정 결과와 시뮬레이션 자료와의 차이.

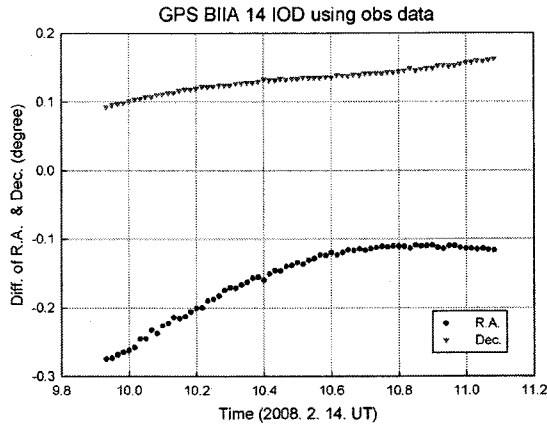


그림 10. GPS BIIA 14의 관측 자료를 이용한 예비궤도 결정 결과와 관측 자료와의 차이.

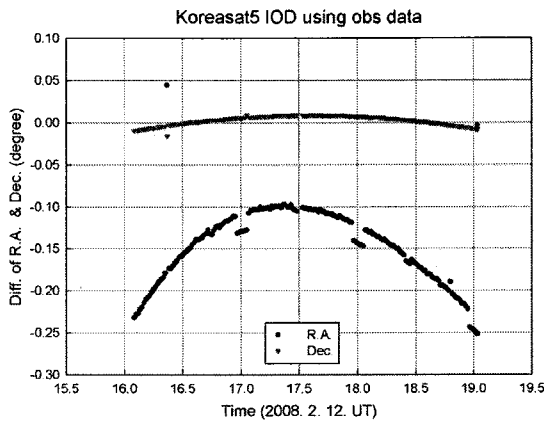


그림 11. KOREASAT5의 관측 자료를 이용한 예비궤도 결정 결과와 관측 자료와의 차이.

다음은 실제 관측 자료를 이용하여 5분의 시간간격을 두고 위성의 예비궤도 결정을 수행하였다. 실제 관측 자료를 이용한 예비궤도 결정 결과가 시뮬레이션 자료를 이용한 예비궤도 결정과 비슷한 형태를 보인다. 차이 값이 일정하지 않은 것은 관측 시작 시각이 관측 시스템의 영향으로 일정하지 않기 때문이다. 정지궤도 위성은 관측이 동일한 지역을 계속 관측하기 때문에 다른 위성보다 관측 시스템에 의한 노출 시작 시각의 오차가 크다. 그림 11의 KOREASAT 5는 적위의 변화가 적으므로 적경의 변화가 상대적으로 크게 나타난다.

실제 관측 자료를 이용해 예비궤도 결정을 수행했을 때 시뮬레이션 자료와는 다르게 오차가 크게 나타나는 것을 알 수 있다. 이것은 앞에서 언급한 끝점 결정의 오차, 관측 시각의 부정확성에 기인한다. 광시야 3호기를 이용하여 위성을 관측하고 예비궤도 결정을 이용하여 위성의 다음 위치를 예측하고자 할 때 넓은 시야각을 가진 장점 덕에 위성을 다시 관측할 수 있고 이를 통해 다음 위성의

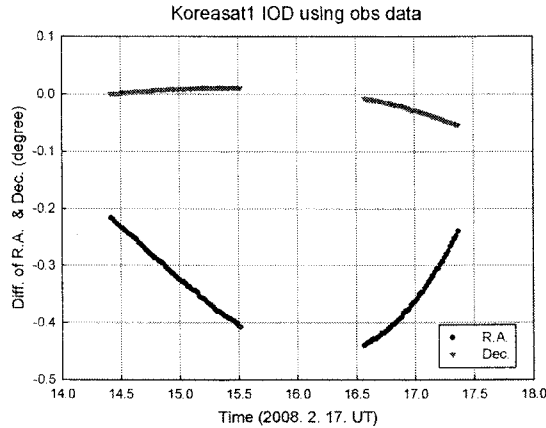


그림 12. KOREASAT1의 관측 자료를 이용한 예비궤도 결정 결과와 관측 자료와의 차이.

위치를 결정할 수 있다. 하지만 예비궤도 결정 결과에서 그 오차가 일정하게 유지되지 않고 있으므로 접용부분에서의 시각에서 많은 시간이 지나면 위성은 시야각을 벗어나 위성의 재관측이 어려울 것으로 보인다. 이는 예비궤도 결정에서 구한 궤도 요소가 접용부분의 시각 즉 세 쌍의 관측 자료 중 중간 시각을 가장 잘 대표하기 때문이다. 따라서 위성을 지속적으로 관측하기 위해서는 예비궤도 결정을 통한 궤도 요소를 보정하여 그 위성의 궤도를 더욱 잘 대표하는 궤도 요소를 구할 필요가 있다. 이 논문에서는 미분 보정을 이용해 예비궤도 결정 결과를 보정하였다.

3.3 미분 보정

실제 위성의 궤도는 2체 문제의 해로만 설명이 되지 않는다. 또한 예비 궤도 결정을 위해 사용한 자료는 관측 시스템이 가지고 있는 오차를 포함하고 있고 궤도 결정에 사용한 방법의 부정확 정도에 의한 오차도 함께 포함하고 있다. 또한 예비 궤도 결정의 결과는 궤도 결정에 사용된 세 쌍의 관측 자료에 대한 궤도만을 대표한다. 따라서 예비 궤도 결정에 의한 궤도는 실제 궤도와는 차이를 보이게 된다. 따라서 보다 많은 자료를 궤도 결정에 사용한다면 궤도 결정의 결과는 실제 궤도를 보다 잘 대표한다고 볼 수 있다. 관측 자료는 자체적으로 섭동에 의한 영향을 포함하고 있다. 또한 여러 가지 원인에 의해 지나치게 큰 오차를 포함하게 되는 관측 자료의 영향도 줄어들게 된다. 미분 보정 방법은 예비 궤도에 의해 결정된 특정 시각의 궤도 정보를 다른 관측 자료를 통해 보정함으로써 관측한 자료들을 가장 잘 대표할 수 있는 특정 시각의 접용 궤도 요소를 구할 수 있다(이병선 1987).

미분보정은 관측값(O)과 그 시각의 예비 궤도 결정 값으로부터 구해진 계산값(C)의 차이를 구하여 그 차이의 제곱의 합이 최소가 되는 궤도 요소를 찾아내는 것이다(Herrick 1971). 미분보정 과정에 사용되는 미분보정 행렬은 f&g 급수를 이용해 수치적 방법으로 편미분함으로써 구한다. 초기 값으로는 예비궤도 결정 결과를 사용하고 계산을 반복하면서 새로 계산된 상태 벡터를 초기 치로 사용하여 상태벡터의 증감이 10^{-6} 보다 작아질 때까지 계산을 계속한다(김천희 외 1988). 많은 관측치를 사용할 때에 보다 실제 궤도에 가까운 궤도 결정 결과를 얻을 수 있다. 결정 궤도를 통해 얻은 궤도 전파 자료와 알려진 궤도 요소를 통해 얻은 궤도 전파 자료의 차이를 통해 실제 관측 자료를 이용

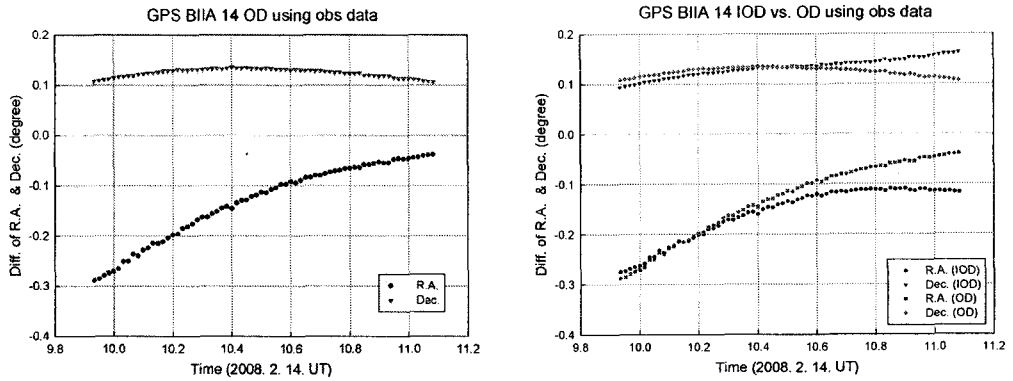


그림 13. GPS BIIA 14의 관측 자료를 이용한 미분보정 결과(OD)와 관측 자료와의 차이 및 예비궤도 결정 결과(IOD)와의 비교.

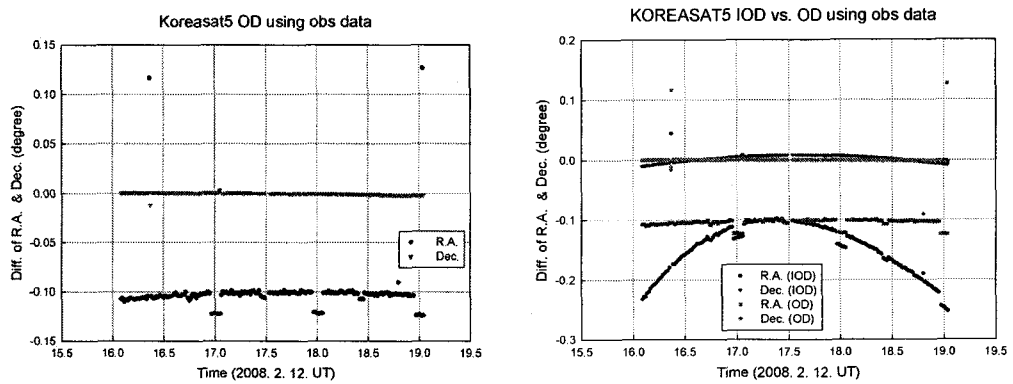


그림 14. KOREASAT5의 관측 자료를 이용한 미분보정 결과(OD)와 관측 자료와의 차이 및 예비궤도 결정 결과(IOD)와의 비교.

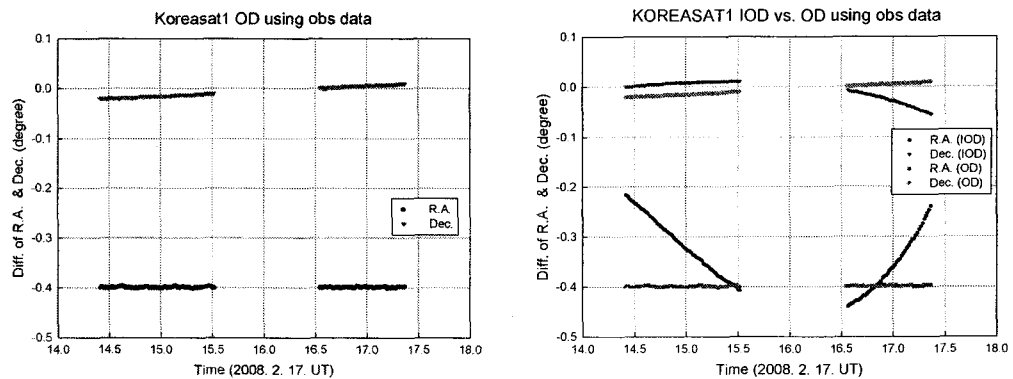


그림 15. KOREASAT1의 관측 자료를 이용한 미분보정 결과(OD)와 관측 자료와의 차이 및 예비궤도 결정 결과(IOD)와의 비교.

한 궤도 정보가 인공위성 추적에 얼마간 이용될 수 있는지 알아볼 수 있다. 계산에 사용된 상수들은 Escobal(1975)의 값과 U. S. Nautical Almanac Office에서 발행하는 The Astronomical Almanac에서 인용하였다⁶.

KOREASAT5는 통신 위성으로 대표적인 정지궤도 위성이다. 따라서 궤도 이심률과 궤도 경사각 값이 아주 작다. 그렇기 때문에 승교점 이각과 같은 궤도 요소의 결정이 쉽지 않다. 미분 보정을 수행하는 과정에서도 KOREASAT5의 경우 GPS BIIA 14와 KOREASAT1이 평균 10회 미만의 계산을 거친 반면 예비궤도 결정 결과에 오차가 클수록 계산 횟수가 증가하여 800회에서 2000회 정도 반복 계산을 수행하여 결과를 얻을 수 있었다. 정지궤도 위성의 경우에는 유사 정지궤도(near stationary orbit)에 대한 미분 보정 방법의 개발이 별도로 필요할 것으로 보인다(이병선 외 1988).

그림 13,14,15는 각각 위성에 대한 미분 보정 결과와 그 결과의 예비궤도 결정 결과와의 비교를 보여준다. 미분 보정은 예비궤도 결정 결과에 더 많은 관측 자료를 이용하여 위성의 궤도를 더 잘 대표하는 궤도 요소를 산출하는 과정이므로, 미분 보정 결과는 예비궤도 결정 결과에 비해 시간이 지남에 따른 좌표의 차이가 일정하게 나타난다. 좌표의 차이가 일정한 것은 결국 접용 시각이 아닌 시각에 위성을 관측하려고 했을 때에 위성 관측의 가능성이 높아진다는 의미를 가진다. 또한 예비궤도 결정에 사용한 시간 간격을 1분에서 5분까지 다르게 적용하여 미분 보정을 수행해도 같은 결과를 얻을 수 있었다. 이것은 미분 보정의 결과를 통해 예비궤도 결정의 방법에 따라 발생할 수 있는 오차를 줄일 수 있음을 말한다.

예비궤도 결정 결과를 통해서도 짧은 시간 안에서의 위성 추적을 위한 궤도 요소를 얻을 수 있지만 시간이 지남에 따라 궤도 오차가 커진다. 미분 보정은 더 많은 관측 자료를 이용하여 궤도 요소를 보정하므로 미분 보정을 거친 궤도 요소를 통해 위성을 보다 장시간 추적할 수 있다.

4. 요약 및 결론

실제 관측 자료를 이용한 위성 궤도 결정을 위해 23일 동안 관측을 진행하였다. 관측한 중·고궤도 위성은 GPS BIIA 14와 COSMOS 2426, KOREASAT1이며 관측한 폐기 위성은 KOREASAT1이다. 관측에 사용한 시스템은 한국 천문연구원의 광시야 3호기와 4k CCD이다. 관측한 자료는 얻은 바이어스 영상과 다크 영상을 이용해 전처리한 다음 WCS 해를 통해 좌표를 보정하고 영상 왜곡 보정을 통해 광학계의 특성에 따른 좌표의 왜곡을 보정하였다. 끝점결정을 통한 위성의 좌표 결정은 13각초 정도의 오차를 포함한다. 일반적인 위성의 경우 밝기가 일정하지만 폐기궤도 위성으로 관측한 KOREASAT1은 16분마다 4분씩 밝기 변화를 보였다.

Gauss method를 사용하여 예비궤도 결정을 수행하고 결과로 얻을 수 있는 궤도 요소를 TLE 형태로 다시 변환하여 궤도 전파해 봄으로써 궤도 결정의 정밀도를 비교하였다. 실제 관측 자료를 이용했을 때의 결과가 시뮬레이션 자료를 이용한 결과보다 더 큰 오차를 가지고 있음을 알 수 있었다. 이러한 오차는 관측 자료에서의 끝점결정과 시간의 부정확성에 기인한다. 하지만 예비궤도 결정 결과를 현 광시야 3호기 관측 시스템을 이용해 짧은 시간동안 위성 추적이 활용될 수 있음을 확인하였다. 미분 보정의 결과가 예비궤도 결정 결과에 비해 오차가 일정하게 유지되는 것을 통해 미분 보정 결과를 이용하면 예비궤도 결정 결과를 향상하여 보다 긴 시간동안 위성 궤도 추적을 수행할 수 있

⁶<http://asa.usno.navy.mil/SecK/Constants.html>

음을 확인하였다.

광학 관측을 활용한 위성 감시를 보다 정밀하게 수행하기 위해서는 정밀한 관측 자료가 필요하다. 이를 위해 협시야의 망원경을 이용하거나 픽셀 스케일이 작은 CCD를 활용할 수 있을 것이다. 또한 여러 주기에 걸쳐 관측된 관측 자료를 이용한 궤도 결정이나 스테레오 관측을 이용해 정밀도를 높이는 방법 등 다양한 방법의 적용이 요구된다. 광학 관측은 SLR(Satellite Laser Ranging)과 같은 보다 정밀한 관측이 가능한 관측 기기와 연동하여 활용이 가능하며 이를 통해 궤도 결정의 정확도를 높일 수 있을 것으로 보인다.

감사의 글: 이 논문은 학술진흥재단(KRF-2006-311-C00072)의 지원에 의하여 연구되었습니다.

참고문헌

- 김대원, 변용익, 김수영, 강용우, 한원용, 문홍규, 임홍서 2005, 한국우주과학회지, 22, 385
- 김천휘, 신종섭, 박필호, 김두환, 이병선, 조중현, 이정숙, 박상영, 최규홍 1988, 한국우주과학회지, 5, 45
- 김천휘, 안영숙, 신종섭, 박필호, 최규홍, 이병선, 박상영, 홍일희, 박재우, 이정숙, 최윤정 1988, 인공 위성 궤도의 추적과 예보의 기술 개발에 관한 연구 2 (대전: 한국천문연구원), pp.43-46
- 박필호, 임형철, 문홍규, 임홍서, 이우경 2004, 인공위성 광학추적 및 감시연구 (대전: 한국천문연구원), pp.47-60
- 윤요나 2006, 석사학위논문, 충북대학교
- 이동규 2003, 박사학위논문, 경희대학교
- 이병선 1987, 석사학위논문, 연세대학교
- 이병선, 조중현, 박상영, 최규홍 1988, 한국우주과학회지, 5, 31
- 이우경, 임형철, 박필호, 윤재혁, 임홍서, 문홍규 2004, 한국우주과학회지, 21, 221
- 한원용, 문홍규, 임홍서, 경재만, 전영범, 김승리, 천무영, 육인수, 진호, 박필호, 임형철, 김호일, 김봉규, 박장현, 박선엽, 배영호, 유성렬, 김정미, 민병희, 윤재혁, 윤요나, 김삼, 이성현, 우화성, 이재우 2004, 인공위성 및 지구접근천체 감시연구 (대전: 한국천문연구원), pp.158-168
- Ernandes, K. 1994, AMSAT Journal, 17, 26
- Escobal, P. R., 1975, Method of Orbit Determination (New York: John Wiley & Sons, Inc.), pp.245-270
- Herrick, S., 1971, Astrodynamics, vol. I. (London: Van Nostrand Reinhold), pp.349-361
- Lee, B. S., 2002, JA&SS, 19, 395
- Montejo, F. J., Moratalla, T. L., Abad, C., & Muinos, J. L. 2008, RevMexAA, 34, 45
- Vetter, J. R. 2007, Johns Hopkins APL Tech. Dig., 27, 239