

# 기상 탑재체의 Star Sensing 기능을 이용한 정지궤도 위성의 궤도결정 기술 연구

김방엽\*, 이호형\*\*

## The Orbit Determination Technique of GEO Satellite using Star Sensing Function of the Meteorological Imager

Bang-Yeop Kim\*, Ho-Hyung Lee\*\*

### Abstract

A conceptual study about the angle information based orbit determination technique for a geostationary satellite was performed. With an assumption that the simultaneous observing of the earth and nearby stars is possible, we confirmed that the view angles between the earth and stars can be use as inputs for orbit determination process. By the MATLAB simulation with least square method, the convergence is confirmed. This conceptual study was performed with the COMS for instance. This technique will be able to use as a back-up of ground station's orbit determination or a part of autonomous satellite operation.

### 초 록

정지궤도 위성을 대상으로 각도 정보를 기반으로 하는 궤도결정 기술에 대한 개념 연구를 수행하였다. 정지궤도 위성의 관측 영역에 지구와 부근의 별이 동시에 촬영된다는 가정 하에 지구와 별의 시야각 정보가 궤도결정의 입력으로 사용될 수 있음을 확인하였다. 최소자승법 알고리즘과 MATLAB을 사용한 시뮬레이션에서 그 수렴성을 확인할 수 있었다. 이러한 개념 연구의 대상 위성으로 통신해양기상위성을 가정하였다. 이러한 기술은 지상국의 궤도 결정의 보조 방법 또는 위성운용 자동화의 일부분으로 응용될 수 있을 것이다.

키워드 : 정지궤도위성(GEO Satellite), 궤도 결정(Orbit Determination), Star Sensing

## 1. 서 론

### 1.1 일반적인 정지궤도 위성의 궤도 결정

일반적으로 대부분의 정지궤도 위성들, 특히 상업용 통신위성에서는 궤도 결정의 입력값으로

지상국에서 위성까지의 거리(Range)와 지상 안테나의 방위각(Azimuth), 고도각(Elevation) 정보를 사용하는 것이 일반적이다. 이 방법에서는 지상국에서 먼저 사전에 약속된 무선 신호를 위성으로 보내고 위성이 이 신호를 반사하면 지상국에서 그 왕복 시간을 측정해서 궤도 결정의 입력값

\* 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹/kby@kari.re.kr, kby@jdtcoms.completel.fr

\*\* 통신해양기상위성사업단/hhlee@kari.re.kr

으로 사용하는 방식이다.

지상 안테나가 측정할 수 있는 각도 정보는 방위각(Azimuth)과 고도각(Elevation)인데 대개 안테나의 자동 추적 기능을 이용해서 측정하게 된다. 지금까지 대부분의 정지궤도 위성에서는 이런 식으로 거리와 각도 정보를 수집해서 궤도 결정을 위한 입력 정보로 사용하고 있다. 예외적으로 레이저를 사용한 Ranging 방법이 있는데 이것 역시 거리 정보를 수집하기 위한 방법이라고 볼 수 있다.

### 1.2 각도 정보만을 사용하는 궤도 결정

본 개념 연구에서는 일반적으로 사용하는 거리 정보를 제외하고 각도 정보만으로 궤도 결정을 하는 방법을 고려해 보았다.

각도 정보만으로 궤도를 결정한다는 개념 자체는 그리 새로운 것은 아니며 이미 오래전부터 있어온 것이다. 아주 오래전에는 행성이나 혜성까지의 거리를 측정할 수 있는 방법이 없었기 때문에 천문학에서는 방위각과 고도 각만으로 행성이나 혜성의 궤도를 결정하는 방법이 사용되어 왔다. 이러한 궤도 결정 방법은 현대의 인공위성에도 바로 응용될 수 있다.

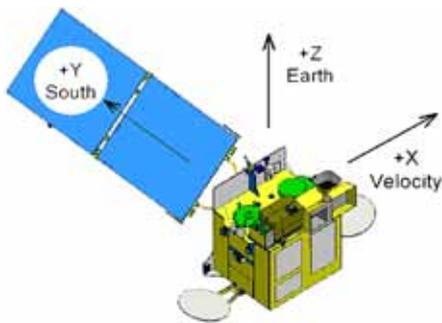


그림 1. 통신해양기상위성(COMS)의 형상

그런데, 지상국에서 볼 때 상대적인 움직임이 큰 저궤도 위성에는 이러한 방법을 적용하기에 크게 무리가 없으나 정지궤도 위성의 경우에는 안테나의 측정각도 정보만으로 충분한 궤도 정밀도를 얻기가 곤란하다. 정지궤도 위성의 경우에

는 지상국의 안테나의 움직임이 거의 없어서 충분한 정밀도의 관측 정보를 얻기가 어렵기 때문이다. 이런 경우에는 안테나 외에 다른 측정 장치에서 측정한 각도 정보가 필요하게 된다.

본 연구에서는 정지궤도 위성에 광학 탑재체를 탑재하여 지구와 그 주변의 별들이 동일한 프레임에 동시에 촬영된다면 궤도 결정에 필요한 입력 정보를 얻을 수 있다는 점에 관심을 가졌다. 즉, 만약 위성에 탑재된 광학 측정 장치에서 지구와 주변의 별들을 동시에 관측할 수 있고 두 천체 사이의 시야각을 측정할 수 있다면 그것을 입력으로 사용하여 궤도 결정이 가능할 것이라는 점에 착안하였다.

예를 들어 2008년 말에 발사할 예정으로 개발 중인 통신해양기상위성(COMS: Communication, Ocean & Meteorological Satellite)의 경우, 주 탑재체인 기상 센서(MI: Meteorological Imager)에 지구 관측은 물론이고 동일한 View 내에 별을 관측할 수 있는 기능이 포함되어 있다. 이 기상 센서에 Star Sensing 기능이 포함되어 있는 이유는 본래 기상악화 등의 이유로 지상의 Land Mark가 확인되지 않을 경우에 센서의 지향 각도를 알기 위함이었다. 따라서 적절한 Star Identification 알고리즘과 Star Catalogue가 준비된다면 지구와 별 사이의 시야각을 측정하는 것이 가능하다.



그림 2. COMS 위성에 탑재될 기상 탑재체 (MI)

이러한 배경에서 시작하여 본 연구에서는 정지궤도용 기상 센서에서 관측되는, 지구 중심과 별 사이의 각거리 측정값을 입력으로 사용하여 궤도 결정을 하는 방안을 강구하였다. 이렇게 지상국에서의 측정값 대신 위성 자체에서 관측하는 측정값만으로 궤도 결정이 가능하게 되면 위성 단독으로 궤도 결정을 할 수 있는 일종의 자동화 운용이 가능해질 수 있다. 현재 사용되고 있는 궤도 정보 수집의 방법의 백업(Back-Up) 기능으로도 활용이 가능할 것이다.

탐재체는 지구와 별을 동시에 찍는 모드는 지원하지 않고 있다. 그래서 본 연구에서는 지구와 별을 동시에 촬영하는 (2차원 촬영 방식) 센서로 가정하고 시뮬레이션을 진행하였다.

## 2. 궤도결정 기술

### 2.1 각도 정보에 기인한 궤도 결정

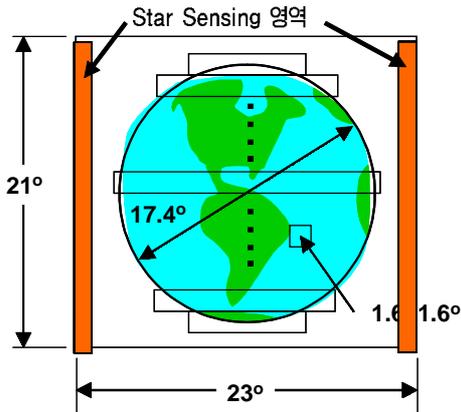


그림 3. MI의 FOV와 Star Sensing 영역

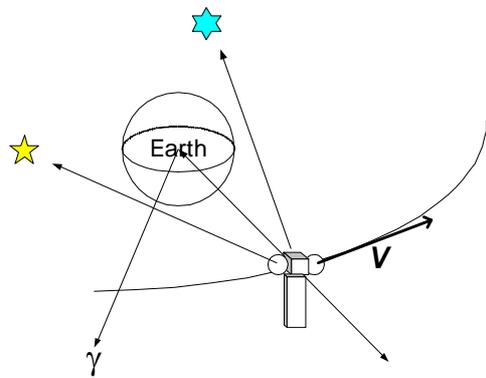


그림 4. Star Sensing 원리

본 연구에서는 위성에서 바라본 지구 중심과 별 사이에 시야각을 입력으로 사용하여 궤도 결정을 하는 방안을 강구해 보았다.

단, 본 연구에서 예로 든 COMS 위성의 기상

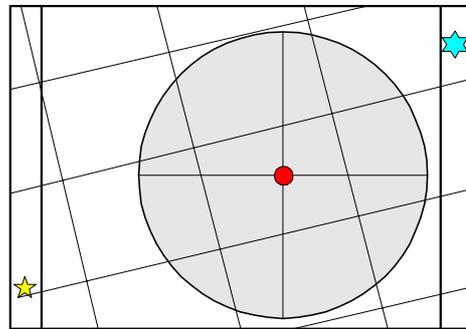
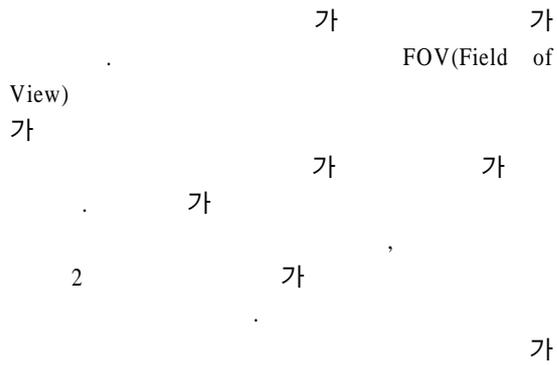
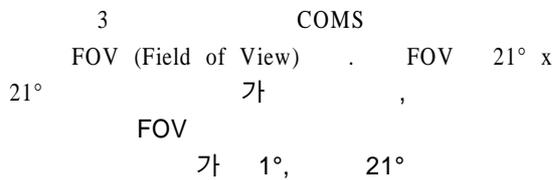


그림 5. 기상 탐재체(MI)의 Field of View



## FOV 가

5

이렇게 되면

기상 탑재체 MI의 FOV는 2차원 평면으로 나타내게 된다. 이제, 위성에 탑재된 Star Catalogue와 Star Identification 알고리즘을 사용하여 FOV상의 별을 판별하면 그 별의 적경, 적위를 알 수 있게 된다. 하나의 FOV 내에 최소 두 개의 별의 적경, 적위를 알면 해당 FOV의 가상의 적도 좌표계에 실제 좌표값을 지정할 수 있다. 이렇게 하면 FOV 상에 나타난, 위성에서 지구 중심 방향의 적경, 적위를 알 수 있고 결국 그것의 반대 방향이 지구 중심에서의 위성의 관성 좌표값이 되는 것이다. 이 값이 궤도 결정의 입력으로 사용된다.

## 2.2 일괄처리 방식 궤도 결정

본 궤도 결정 시뮬레이션에서는 일반적으로 널리 알려진 최소 자승(Least Square) 알고리즘을 사용한 일괄처리 방식 궤도 결정 방법을 사용하였다.

표 1. 시뮬레이션 초기 궤도 요소

Classical Elements	
SMA (a)	42164.169637 km
Inclination (i)	0.0002 deg
RAAN ( $\Omega$ )	335.206455 deg
ARP ( $\omega$ )	0.0 deg
Eccentricity (e)	0.0001
Mean Anomaly (M)	0.0 deg
Cartesian Elements	
X	38273.84809 km
Y	-17679.76832 km
Z	0.0 km
Vx	1.289487 km/sec
Vy	2.791531 km/sec
Vz	0.001073 km/sec

## 3.1 시뮬레이션 환경

표 1에는 본 시뮬레이션에서 사용한 초기 궤도요소 값들을 나타내었다. 시뮬레이션 프로그램은 일반적인 PC 환경에서 MATLAB을 이용하여 제작되었다. 추정 결과의 수렴 여부를 비교하기 위해 추정 프로그램의 궤도 모델에 대해 가상 데이터 작성용 궤도 모델과 또 다른 궤도 모델을 사용해보았다.

## 3.2 시뮬레이션 결과

그림 6과 7에 시뮬레이션을 통해 알아본 궤도요소 추정 결과를 나타내었다. 그림 6과 7은 가상 데이터의 궤도 모델과 추정기의 궤도 모델이 같은 경우와 다른 경우를 각각 나타낸다. 결과 그래프에서 보듯이 두 경우 모두 명확하게 수렴성이 나타나고 있다. 그림 7에서는 결과가 초기 값과 다르게 수렴하고 있는데 이는 궤도 모델의 차이로 인한 것이라 판단된다. 결과에서 보듯이 궤도 각도 정보만을 이용한 궤도 결정이 충분히 가능할 것으로 예상된다.

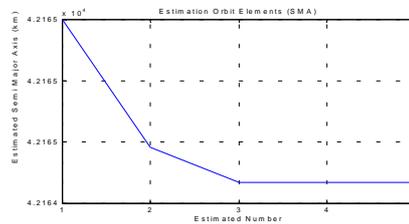


그림 6a. 궤도 장반경 추정 결과

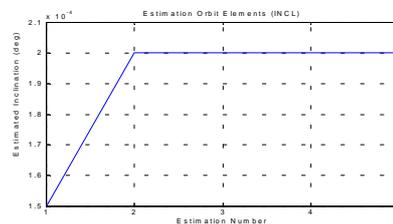


그림 6b. 궤도 경사각 추정결과

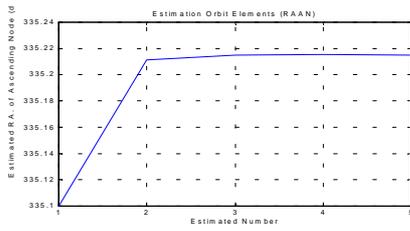


그림 6c. 승교점 적경 추정 결과

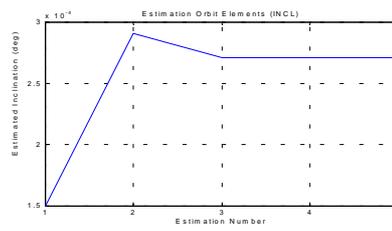


그림 7b. 궤도 경사각 추정결과

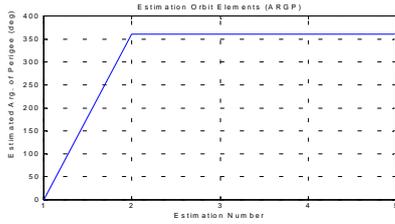


그림 6d. Argument of Perigee 추정 결과

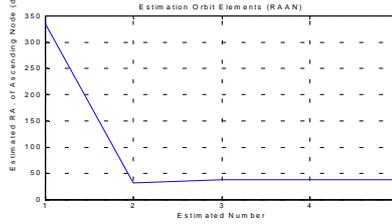


그림 7c. 승교점 적경 추정 결과

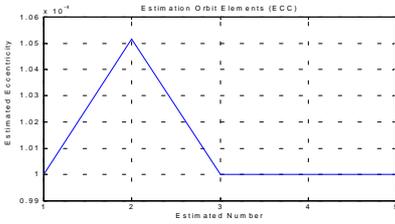


그림 6e. Eccentricity 추정 결과

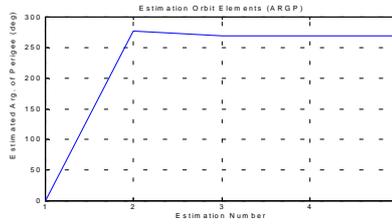


그림 7d. Argument of Perigee 추정 결과

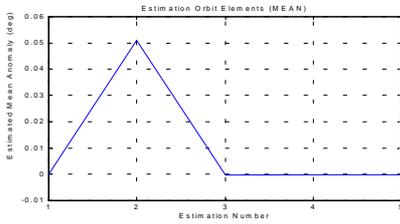


그림 6f. Mean Anomaly 추정 결과

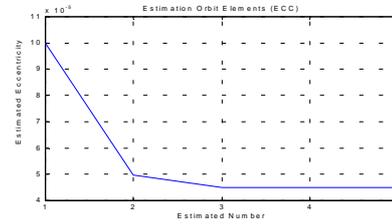


그림 7e. Eccentricity 추정 결과

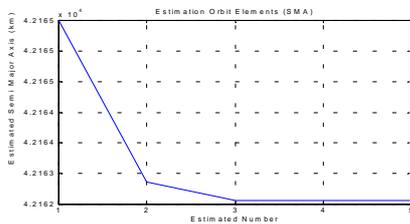


그림 7a. 궤도 장반경 추정 결과

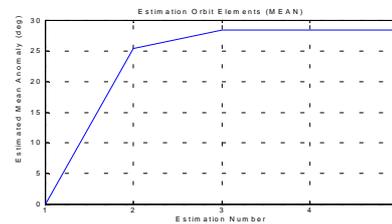


그림 7f. Mean Anomaly 추정 결과

### 3. 결 론

지금까지 정지궤도 위성의 기상 탑재체 관측 정보를 사용하여 위성의 궤도를 결정하는 방법에 대해 알아보았다. 본 개념 연구에서는 항공우주 연구원에서 개발 중인 통신해양기상위성을 모델로 삼아 기상 탑재체에서 관측되는 지구와 별의 시야각 정보를 관측값으로 하여 궤도 결정을 하는 방안을 강구하였다. 궤도 결정 알고리즘은 최소자승법을 사용하였으며, MATLAB 프로그램을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과, 추정치가 수렴하는 것으로 나타났다.

이와 같이 위성에서 관측한 정보만으로 궤도 결정을 하는 방안은 위성 운용 자동화 혹은 기존의 궤도 결정 방법의 Back-up 기능으로 응용될 수 있다. 차후에는 관측값의 보정과 Star Identification 기술에 대한 연구가 진행되어야 할 것이다.

### 참 고 문 헌

1. Carrou, J. P., Spaceflight Dynamics, Toulouse, CNES, 1995, pp. 681-690.
2. EADS Astrium, COMS Meteo Imager Technical Description In COMS SDR Data Pack, 2005.