

# 위성 탑재 센서의 정렬 측정 및 보정에 관한 연구

이병기\*, 김영윤, 윤용식(한국항공우주연구원)

A Study on Alignment Measurement and Compensation for Spacecraft Sensors

Byoung-Gi Lee\*, Young-Youn Kim, Yong-Sik Yoon (KARI)

## ABSTRACT

The attitude control, sensors and camera installed on the spacecraft should be located according to the system alignment requirement. The alignment measurement requirement accuracy for the sensors should be below  $\pm 0.1$ . Therefore, Alignment Measurement System which is combined theodolite, Rotating table and digital inclinometer etc., should be used. As the measurement accuracy is required very precise, the appropriate measurement procedure and alignment angle measurement, calculation and shimming work should be accomplished. Consequently, this paper is accomplished the works to align the measurement requirement accuracy throughout alignment measurement and shimming work of installed module and sensor.

**Key Words:** Theodolite (데오드라이트), Autocollimation (자동시준), Alignment (정렬), Spacecraft (위성체), AH (Horizontal Angle, 수평각), AV (Vertical Angle, 수직각), Rotating Table (회전 테이블), Digital Inclinometer (전자식 수평계)

## 1. 서론

위성체는 우주궤도에서 지상국의 통제에 따라 운용되면서 자체적으로 자세 제어와 설계에 따른 임무를 수행하게 된다.

일반적으로 위성체에는 자세 제어를 위하여 원추형 지구센서(Conical Earth Sensor, CES), 정밀 태양 센서(Fine Sun Sensor Assembly, FSSA), 반작용 휠 어셈블리(reaction wheel assembly, RWA), 이중 추력기 모듈(dual thruster module, DTM) 등이 탑재된다. 이러한 자세 제어용 센서 및 장치는 위성체가 우주궤도에서 자세를 제어하기 위하여 각각이 구조적 안정성을 유지하면서, 정확한 방향으로 위치되어야 한다. 이때, 각 센서간의 상대 좌표 값은 위성체의 총 조립 및 시험기간 중에 정렬 측정(alignment measurement)에 의하여 구해진다[1]. 정렬 측정은 위성체의 총 조립이 완료된 후 초기 측정을 수행하고 발사체 모사시험 및 우주 궤도환경 모사시험이 완료된 후 최종 정밀 측정을 수행하게 된다. 최종 측정된 정렬 측정 데이터는 위성체의 관제 시스템에 입력되어 위성체가 우주궤도에 진입하여 운용을 시작하면서, 자세제어를 위한 데이터로 활용된다.

위성체 정렬 측정은 자체 광원을 가지는 테오드라이트(theodolite) 장비를 사용하여 위성체 자체 제어용 센서 및 장치에 부착된 면경(mirror)과 자동시준(auto-collimation) 방법을 통하여 측정하게 된다. 이때 세대 혹은 네 대 이상의 테오드라이트를 사용하는 방법, 그리고 테오드라이트를 포함하는 여러 정밀 측정 장치의 조합에 의한 위성 정렬 측정 시스템을 사용하는 방법 등이 있다[2].

본 논문에서는 위성체 정렬 측정시스템을 사용하여 위성 탑재 센서의 정렬 및 측정 보정, 그리고 측정 결과에 대해 알아보고자 하였다.

## 2. 측정 이론

### 2.1 자동시준

위성체 정렬 측정은 자세 제어용 센서 및 장치에 부착된 면경과 위성체에 설치된 기준 면경 사이의 상대좌표를 자동시준의 방법을 통해 구하는 것이다.

자동 시준은 대상물에 부착된 면경과 테오드라이트의 시준선(line of sight)이 면경에 수직으로 위치되어 정반사가 되는 것을 말한다. 이 때 테오드

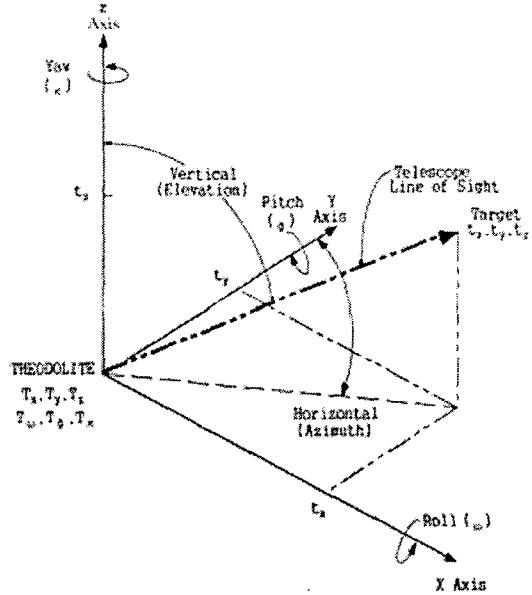


Figure 1. Vector Coordinates in Direct Reference System

라이트에 측정되는 각도를 계산하면 면경의 방향을 알 수 있게 된다. 측정된 값은 방향 코사인(direction cosine) 즉 임의의 목표 기준 좌표계(object reference system, ORS)에 세 개의 단위벡터 좌표 값으로 계산하여 나타낼 수 있다.

## 2.2 기준 좌표

Figure 1.에서 보는 바와 같이 센서 및 장치의 방향 벡터는  $X, Y, Z$ 이고, 크기가  $\sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2} = 1$ 인 단위 벡터로 나타낼 수 있다. 이 벡터 좌표 값은 테오드라이트를 사용하여 측정된 극 좌표(polar coordinates)상의  $\psi, \theta$ 의 측정치로부터 구할 수 있다. 벡터공간에서 모든 평행한 방향의 벡터는 크기가 1인 동일한 좌표를 갖게 되

며 단위(unit)를 가지지 않는다.

임의의 공간의 좌표를 결정하기 위해서는 적어도 2개 이상의 방향 벡터를 구해야 한다. 따라서 센서 및 장치에 부착된 기준 육각 면경(reference cube mirror)의 두 면 이상을 자동 시준하여만 기준 육각 면경의 좌표를 결정할 수 있고, 목표 기준 좌표계(object reference system)에서 측정하고자 하는 벡터의 이론 좌표(theoretical coordinates)를 위성체에 설정된 좌표에 따라 결정할 수 있다.[5]

## 2.3 기준 좌표계

일반적으로 기준 좌표계는 목표 기준 좌표계와 공간 기준 좌표계(local reference system)가 사용된다. 목표 기준 좌표계는 측정되는 목표가 자체의 좌표계를 가지고, 이에 따른 좌표는 항상 동일하다. 그리고, 공간 기준 좌표계는 실제 공간 기준이 되는 것으로 Z 축은 중력의 반대 방향이다. 즉, Figure 2.에서 나타난 바와 같이 측정된 좌표 값은 공간 기준 좌표계의 값 ( $X_m, Y_m, Z_m$ )이고, 이론 좌표계는 목표 기준 좌표계의 값 ( $X_t, Y_t, Z_t$ )으로 정의할 수 있다[4,5].

## 3. 위성체 정렬 측정 시스템

### 3.1 시스템의 구성

위성체 정렬 측정을 위하여 기존에 테오드라이트만을 사용하는 측정시스템은 위성체 수평을 맞추기 위하여 수작업으로 높이 조절을 함으로써 수평기준 방향에 허용오차가 발생하고, 사용되는 테오드라이트들의 특성 값의 영향으로 측정값에 대한 신뢰도가 저하되는 단점을 가지고 있다. 이러한 단점을 보완하여 보다 정확한 위성체 센서 및 장비의 정렬을 측정하기 위하여 위성체 정렬 측정 시스템(alignment measurement system, 이하 AMS)을 구축하였다. AMS는 테오드라이트, 회전 테이블(rotating table), 전자식 수평계(digital inclinometer), 기준 면경

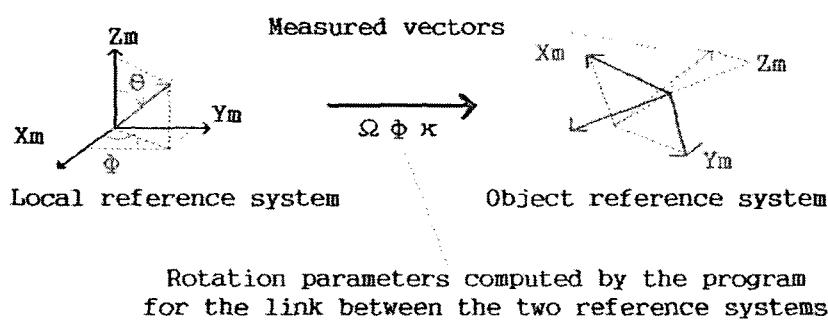


Figure 2. Relation between ORS & LRS

대(reference mirror), 수직 이동대(vertical tooling bar) 및 데이터 처리시스템(data acquisition system)을 사용하여 한 대의 테오드라이트로 위성체가 설치된 회전 테이블을 회전시키면서 위성체의 자세제어 센서 및 장치에 설치된 정렬 측정용 거울을 자동 시준한다. 그리고 각각의 구성 장비는 내·외부의 진동 및 충격을 보호하는 방진대(seismic mass) 위에 설치하였다.

정렬 측정에 필수 장비인 테오드라이트는 0.5 arc-sec 의 분해능을 가지며 방진대 위의 고정된 수직 이동대를 수직 이동하여 측정을 수행한다. 그리고 위성체가 설치되어 원하는 방향으로 회전시켜주는 회전 테이블은 6 arc-min 까지 회전각의 조정이 가능하며, 내부에 각도 측정 정확도가 0.5 arc-sec 인 인코더(encoder)가 내장되어 측정 값이 데이터 처리 시스템으로 전달한다.

전자식 수평계는 회전 테이블의 회전축이 지구 중력 방향으로 정확하게 위치하고, 회전 시 편심이나 기울어짐이 없도록 하기 위해 ± 15 arc-sec 의 정확도로 회전 테이블의 수평을 조정하기 위해 사용한다. 그리고 정렬 측정 중 외란 등에 의한 수평의 영향에 대한 감시를 한다.

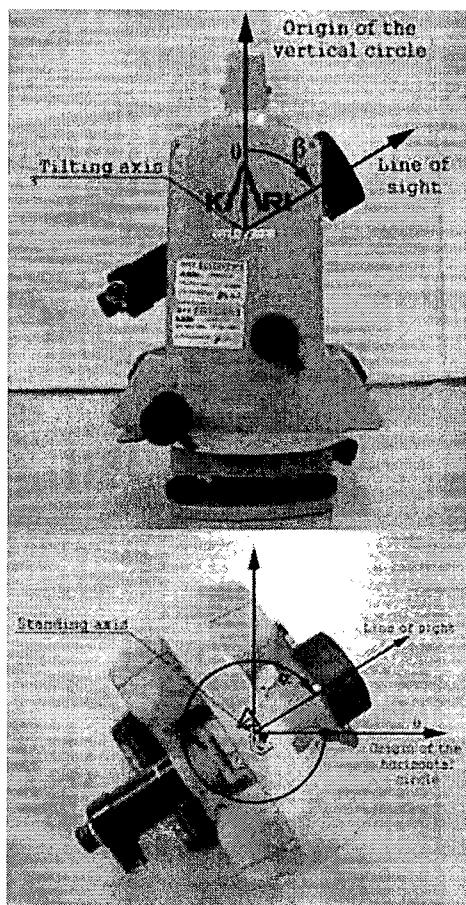


Figure 3. Theodolite

그리고 테오드라이트가 수직 이동대에서 센서 및 장치의 정렬용 입방면경을 자동 시준하기 위하여 상·하 방향으로 이동할 때 수평각의 기준을 잡아 주도록 기준면경대를 사용한다.

### 3.2 측정값의 좌표 변환

위성체의 자세제어용 센서 및 장치의 수평각은 회전테이블의 회전 각도, 기준 면경대에 테오드라이트를 자동 시준 할 때의 수평각, 그리고 센서 및 장치에 부착된 정렬 거울 면에 자동 시준 할 때의 수평각의 합으로 구한다. 또한, 수직각은 센서 및 장치에 테오드라이트가 자동 시준 할 때의 각으로부터 얻을 수 있다. 이렇게 측정된 값들은 테오드라이트의 +Z 축과 기준 면경대를 기준으로 한 공간 기준 좌표계 상의 단위 벡터로 표현할 수 있다. 따라서 이를 위성체의 기준 입방면경(spacecraft reference master cube)을 기준으로 한 위성체 좌표계 상의 벡터로 변환시키면 구하고자 하는 센서 및 장치들의 정렬 각이 구해진다.

## 4. 측정

### 4.1 정렬 측정 요구 정확도의 결정

위성체에 탑재되는 센서 및 장치 중 정렬 측정이 요구되는 것은 반작용 휠, 원추형 지구센서, 이중 추력기 등 자세제어용 센서 및 장치와 위성체의 임무(mission)에 따르는 탑재 장비 즉 관측용 카메라나 통신용 안테나 등이다.

이들 센서 및 장치는 부분품 설계 및 제작에서부터 자체의 정렬 요구사항에 따라 측정 및 제작을 수행하게 된다. 이들 부분품 별 정렬 측정 정확도는 위성 시스템 설계를 수행하면서 위성체 구조 안정성 등을 고려한 계산을 통하여 위성체 정렬 측정 정확도가 산출된다. 일반적으로 위성체의 구조적 안정성으로 인하여 위성체의 정렬 측정 요구 정확

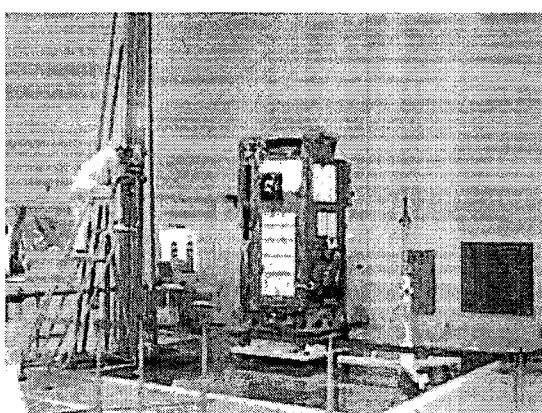


Figure 4. Alignment Measurement

도는 부분품의 측정 요구 정확도 이하의 값으로 결정된다. 또한, 저 정밀 태양 센서 등 일부 부분품의 경우 부분품에서 요구되는 측정 정확도를 위성 시스템의 구조적 안정성 등이 만족하게 되면 위성 시스템의 정렬을 수행하지 않는 것으로 결정하기도 한다.

#### 4.2 정렬 측정 및 보정

위성체의 정렬 측정은 자세 제어용 센서 및 장비를 데오드라이트가 자동시준할 수 있도록 회전테이블의 회전과 수직 이동대를 통한 수직이동을 통해 이루어진다. 이 때 수평 각의 기준은 기준 면경대가 되며 수직 각의 기준은 중력의 반대 방향이다.

각각의 측정 과정에서 측정 정밀도를 높이기 위해 기준 입방면경의 이웃한 두 면의 측정 데이터를 이용하여 두 면 사이 각이  $90^\circ \pm 20\text{arc-sec}$ 를 만족할 때에만 유효한 데이터로써 인정하였다.

측정된 각 센서 및 장치의 허용 오차 값이 정렬 측정 요구값의 허용오차 보다 큰 경우에는 측정된 센서 및 장치의 고정 볼트 부분에 0.025 ~ 0.5 mm의 얇은 심(shim)을 삽입하여 조정 작업을 수행한 후 재 측정하며 측정 요구값을 만족시킬 때까지 반복하여 측정하였다.

#### 5. 측정 결과

위성체의 자세제어 센서 및 장치를 4 절의 측정 절차에 따라 정렬 측정과 보정 작업을 완료한 결과를 Table 1.에 나타내었다.

CES 와 FSSA 의 경우 초기 측정시 측정 요구 정확도를 만족시키지 못했으나 심작업을 통해 정렬 요구 조건을 만족시켰다. RWA 와 DTM 의 경우 다른 센서에 비하여 정렬 요구 조건이 크므로 심작업 없이 정렬 요구 조건을 만족 시킬 수 있었다.

#### 6. 결 론

위성체 정렬 측정 및 보정을 통하여 위성체에 탑재되는 자세 센서 및 제어 장치를 정렬 요구 조건 이하로 정렬시킬 수 있다.[3] 그리고 센서 및 장치의 정밀한 시선 벡터를 알게 됨으로써 보다 정밀한 위성체의 자세 정보 습득과 제어가 가능해졌다. 이에 따라 탑재체의 임무 수행능력 또한 향상 시킬 수 있었다.

또한 데오드라이트와 회전 테이블, 전자식 수평계 등을 조합한 측정 시스템을 이용한 정렬 측정은 불필요한 측정 횟수를 줄여 측정 시간을 단축 시킬 수 있다.

Table 1. 정렬 측정 결과

Sensor	Install Angle		Requirement	Result Angle	
	Hori	Elev		Hori	Elev
MC (Y face)	90	90	-	89.9994	90.0000
MC (X face)	0	90	-	0.0006	90.0000
CES#1	180	105	0.1	180.0072	104.9198
CES#2	90	90	0.1	89.9810	90.0260
FSSA#1	170	90	0.1	170.0715	89.9852
FSSA#2	10	90	0.1	9.9983	89.9524
RWA#1	315	90	0.5	315.3537	89.9672
RWA#2	45	90	0.5	44.9311	89.7920
RWA#3	135	90	0.5	135.2075	89.7307
RWA#4	225	90	0.5	225.2887	89.9442
DTM#1	284	90	0.7	284.0627	90.4469
DTM#2	284	90	0.7	283.8842	90.1249
DTM#3	256	90	0.7	255.8832	89.9706
DTM#4	256	90	0.7	255.9950	90.2464

#### 참고문헌

1. J.J. Lee, Y.S. Yoon, J.Y. Choi, "Optical Equipment and Application for 3-Dimensional Coordination Measurement", Journal of the Korea Society of Mechanical Engineers, 2000, pp. 65 ~ 68.
2. Y.S. Yoon, H. C. Park, Y.S. Son, J.Y. Choi, "A Study of Spacecraft Alignment Measurement with Thodolite", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 31, No. 10, 2003, pp. 105 ~ 111.
3. P. Signoret, "KARI AMS User Manual", ESIC, 1997, pp. 72 ~ 85.
4. J.Y. Choi, Y.S. Yoon, J.J. Lee, "Methods and Result of Satellite Alignment Measurement", Proceedings of the Korean Society for Aeronautical and Space Science Fall Annual Meeting, 1998, pp. 515 ~ 518.
5. Y.S. Yoon, J.Y. Lee, C. L. Cho, S. S. Lee, "3-Dimensional Precision Measurement of Spacecraft Structure Test Model", KSPE 01S029, 2001, pp. 131 ~ 134.
6. D. Nicolson, "KOMPSAT Alignments Analysis", TRW IOC KOMPSAT-1, 1996, pp. 96 ~ 112