

## 정지궤도위성 자세제어계 태양센서 운용기술 동향

박근주\*, 박영웅\*\*, 양군호\*\*\*

# Analysis of GEO Satellite Sun Sensor Models and Sun Sensor SW Resource Processing Technology

Keun Joo Park\*, Young-Woong Park\*\*, Koon-Ho Yang\*\*\*

### ABSTRACT

In this paper, the attitude and orbit control subsystem technology of new GEO communication and observation satellite using Sun sensors are introduced and analyzed. COMS is new GEO communication and Earth observation satellite based on EUROSTAR 3000 space bus technology. The attitude and orbit control subsystem of COMS adopts a configuration using three BASS and three LIASS Sun sensors to acquire the attitude error information in the specific reference frames. These Sun sensors are used to acquire Sun direction and to control the spacecraft to keep the relative attitude with respect to a reference Sun direction in both transfer and operational orbits. In this paper, the mathematical models of BASS and LIASS are described as well as their operational implementation in the flight software.

### 초 록

2010년 초 발사에정인 통신해양기상위성은 우주인증된 E3000 우주버스 기술을 근간으로 한 정지궤도 통신 관측위성이다. 본 논문에서는 통신해양기상위성의 자세제어계에서 사용된 태양센서들의 운용기술을 분석함으로써 전이궤도 및 지구정지궤도 태양센서 운용기술을 분석한다. 최신 E3000 기술을 접목시킨 통신해양기상위성의 자세제어계는 전이궤도 및 임무궤도에서 기준 자세로부터 벗어난 자세오차 정보를 획득하기 위해서 또는 이상 작동 발생으로 인한 고장진단복구 과정에서 수행되는 태양획득 단계를 수행하기 위해서 저정밀 태양센서 BASS 3기와 고정밀 태양센서 LIASS 3기를 사용하는 형상을 채택하고 있다. 본 논문에서는 각각의 태양센서들에 대한 수학적 모델과 비행소프트웨어에 구현된 태양센서 운용소프트웨어에 대해서 기술한다.

**Key Words** : 통신해양기상위성 (COMS), 저정밀 태양센서(BASS), 고정밀 태양센서(LIASS), 태양센서 운용소프트웨어 (LIASS BASS software resource)

\* 박근주, 한국항공우주연구원 위성연구본부 통신해양기상위성사업단 통폐기체계팀  
kjp@kari.re.kr

\*\* 박영웅, 한국항공우주연구원 위성연구본부 통신해양기상위성사업단 통폐기체계팀  
ywpark@kari.re.kr

\*\*\* 양군호, 한국항공우주연구원 위성연구본부 통신해양기상위성사업단 통폐기체계팀  
khyang@kari.re.kr

# 1. 서론

통신해양기상위성(COMS, Communication Ocean Meteorological Satellite) 자세제어계는 발사체에 서 분리되면서부터 작동하여 전이/획득궤도 및 임무 궤도에서 명령기준좌표계에 대해 자세정보를 결정 하며 각 비행모드에 맞춰 미리 결정된 기준자세를 지 향하도록 제어한다. 자세정보의 결정은 비행모드에 따 라 태양센서 및 지구센서로부터 얻는 자세 각 정보 또는 광학자이로로부터 획득되는 각속도 정보를 이용하 여 결정하며, 임무궤도에서는 자세결정 정밀도를 향상 시키기 위해 센서 출력을 융합(Hybridization)하는 기 법을 사용한다[1]. 한편, 전이/획득궤도 및 고장진단 복구과정(FDIR, Failure Detection, Isolation, and Repair)에서는 태양과의 상대위치에 따른 절대 자세(Absolute attitude) 정보를 제공하는 태양센 서의 역할이 매우 중요하다. COMS 자세제어계는 세 개의 BASS(Bi-Axes Sun Sensor)와 세 개의 LIASS(Linear Analog Sun Sensor)를 이용하여 효 율적이고 강건한 자세결정 및 자세제어를 수행하도 록 설계되었으며[2], 발사환경 및 임무궤도 획득 절 차에 따라 최적의 시야각(FOV, Field of View)을 확보하기 위해 센서들의 부착위치를 결정하고 센서 측정면의 시선벡터(LOS, Line of Sight)를 조절한 다[3, 4].

본 논문에서는 COMS 자세제어계가 채택하고 있는 LIASS와 BASS의 기능을 기술하고 지상소프트웨어 를 통해 제공 받는 기준태양벡터에 해당하는 명령기 준자세에 대한 센서출력을 생성하는 수학적 모델에 대해서 설명한다. 마지막으로, 총 6개의 태양센서들 이 비행모드에 따라 비행소프트웨어에서 운용되는 방 식에 대해서 기술한다.

## 2. 좌표계 및 자세오차 정의

### 2.1 좌표계 정의

COMS 자세제어계에 정의된 전이궤도 자세오차 및 명령기준자세 표현 기준좌표계는 4가지로 분류된다[2].

#### 2.1.1 지역궤도좌표계

{+X0, +Y0, +Z0}으로 정의되는 지역궤도좌표계 (Local orbital frame)는 임무궤도에서의 자세를 표현 하기 위해 사용한다. 이 좌표계의 중심은 인공위성의 무게중심이고 +Z0축이 지구중심을 지향하고, +X0축 은 +Z0축에 수직한 궤도면에서 위성의 속도방향을 나타내며, +Y0축은 이 두 축에 수직한 방향으로 정 의된다.

#### 2.1.2 위성구조좌표계(위성동체좌표계)

위성구조좌표계(Satellite mechanical frame)는 {+Xme, +Yme, +Zme}으로 정의되는데, 이 좌표계 의 중심은 위성과 발사체 분리면의 중심에 위치한다. 이 좌표계에서 +Zme축은 위성체 분리 면에 수직한 원지점점화엔지 추진방향이며, +Yme축은 태양전지 판이 접착된 면에 수직한 방향, +Xme축은 두 축에 수 직한 방향으로 정의된다. 위성동체좌표계는 위성구조 좌표계와 정렬 방향은 동일하지만, 원점이 위성체의 무게중심이다.

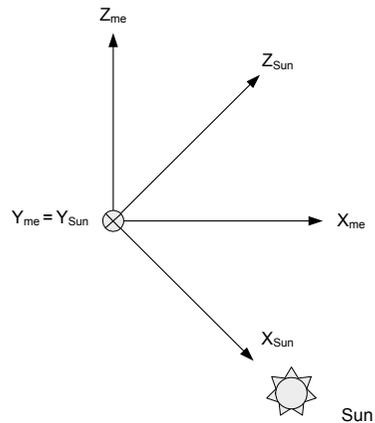


그림 1. 태양기준좌표계

#### 2.1.3 태양기준좌표계

태양기준좌표계(Sun reference frame) {+XSUN, +YSUN,+ZSUN}는 그림 1.과 같이 정의된다. +XSUN축이 태양을 지향하고, +YSUN축이 +Yme축 에 평행하며, +ZSUN축이 두 축에 수직한 좌표계이다.

### 2.1.4 위성제어좌표계

COMS 자세제어계에서 사용하고 있는 위성제어좌표계(Satellite control frame)는 비행모드에 따라서 탑재 컴퓨터 제어 알고리즘에서 사용하고 있는 좌표계이다. 위성제어좌표계의 원점은 인공위성의 무게중심이고, 각 축의 정의는 임무단계에 따라 다음과 같이 정의된다.

- 전이 및 획득 단계에서 기준좌표계는 위성동체좌표계 혹은 태양기준좌표계를 사용한다.
- 전이 및 임무궤도에서 때때로 수행하게 되는 태양획득 단계에서는 BASS 기준좌표계를 사용한다.
- 임무궤도에서 기준좌표계는 위성동체좌표계이다.

센서들과 작동기들의 정렬방향은 위성동체좌표계에 대해서 정의되며 탑재컴퓨터 데이터베이스에 각 센서 및 작동기들의 기준좌표계로부터 위성제어좌표계로의 변환행렬 값이 포함되어 있다. 따라서, 센서의 출력은 자동적으로 위성제어좌표계로 표현할 수 있다. 하지만, LIASS와 BASS의 경우 운용상 해당 태양 센서의 민감도(Sensitivity) 행렬을 고려해 주는 차이점이 있다.

지점 점화, 태양전지판 전개 기동을 전후로 태양방향을 획득하기 위해 사용되며, 임무궤도에서는 고장진단 후 복구과정에서  $\pm 180^\circ$ 시야각을 제공하여 태양방향을 획득하는데 사용된다.

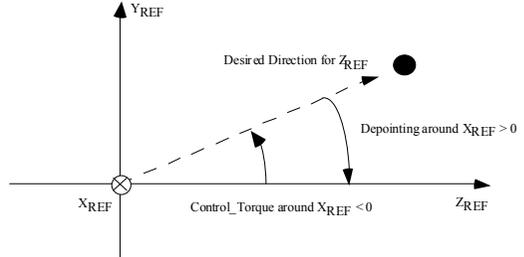


그림 2. 자세오차 부호 정의

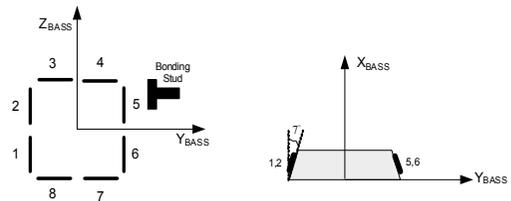


그림 3. BASS 태양전지 셀 배치도

## 2.2 자세오차 정의

COMS 비행소프트웨어에 구현된 위성 자세제어 알고리즘에 정의된 자세오차는 기준좌표계의 +ZREF축과 자세제어 지향 +ZREF축 방향과의 각 변위를 특정 축 (+XREF 혹은 +YREF)에 대해서 나타내고 있다. 따라서, 자세오차를 상쇄하는 제어 토크는 자세오차와 반대 방향 부호를 가지도록 구현되며 그림 2와 같이 자세오차의 부호가 정의된다[5].

### 3.1.1 상세해석 모델

BASS는 YBASS축과 ZBASS축에 대해 서로 대칭하게 위치한 태양전지 셀들을 한 쌍으로 하여 그 전류 측정값의 차이를 이용해서 XBASS축으로부터 벗어난 태양의 위치로 정의되는 태양 입사각 정보인 2개의 출력 값( $I_z, I_y$ )을 각 축에 대해서 결정하며, 정상(Nominal) 셀 및 여유(Redundant) 셀 각각의 출력은 표 1과 같이 정의된다.

## 3. 태양센서 모델

### 3.1 BASS 모델

BASS는 그림 3과 같이 배치된 총 8개의 태양전지 셀들이 태양광에 노출되는 정도에 따라 발생시키는 전류 값을 측정하여 태양과의 상대위치에 해당하는 2개의 각 정보를 제공하는 낮은 정밀도의 태양센서이다. 전이궤도 및 획득궤도 상에서는 자이로 보정, 원

표 1. BASS 출력 정의

	Nominal	Redundant
$I_z$	$I_1 - I_5$	$I_2 - I_6$
$I_y$	$I_3 - I_7$	$I_4 - I_8$

여기서  $I_x$  ( $x = 1, 2, \dots, 8$ )은 각 태양전지 셀에서 생성되는 전류의 측정값을 나타내며, 실제 BASS출력값과 태양 입사각 사이의 관계에 대한 상세해석 모델은 식 (1)과 같이 근사화 된다[3].

$$\begin{aligned}
 |\theta| < 7^\circ & : I_{BASS} = I_o [\cos^4(83^\circ - \theta) - \cos^4(83^\circ + \theta)] \\
 7^\circ < |\theta| < 75^\circ & : I_{BASS} = I_o \cos^4(83^\circ - \theta) \\
 75^\circ < |\theta| < 90^\circ & : I_{BASS} = I_o \cos^4(8^\circ) [1 - (\theta - 75^\circ)/15^\circ]
 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서,  $I_0=7.7mA$ ,  $i=1.13$ ,  $\theta$ 는 태양입사각, IBASS는 Ampere 단위의 BASS 출력을 각각 나타낸다.

### 3.1.2 탑재컴퓨터 모델

전이궤도상에서 태양과의 상대 자세를 유지하기 위해서는, 해당 비행모드 동안에 변화하게 될 관성좌표계로 표현된 태양의 기준위치를 지상소프트웨어를 통해 생성하여 비행소프트웨어에서 태양의 위치에 해당하는 명령기준 값을 생성해야 한다. 비행소프트웨어에서 명령 기준자세를 생성하는 탑재컴퓨터 모델은 식 (2)와 같다[3].

$$\begin{aligned}
 I_z = E_{0z} + E_{1z}u_z & \quad \text{with } u_z = (-\cos 7^\circ S_x + \sin 7^\circ S_z)^{13} - (\cos 7^\circ S_y + \sin 7^\circ S_2)^{13} \\
 I_y = E_{0y} + E_{1y}u_y & \quad \text{with } u_y = (\cos 7^\circ S_y + \sin 7^\circ S_2)^{13} - (-\cos 7^\circ S_x + \sin 7^\circ S_z)^{13}
 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 ( $S_x, S_y, S_z$ )는 BASS 좌표계로 표현한 기준태양벡터이고 계수들은 EIDP(End Item Data Package) 시험자료 분석을 통해 결정한다. 식(1)과 식(2)에서 정의된 BASS 출력 모델을 태양입사각에 대해서 비교해 보면 그림 4와 같다. 자세제어계 기준 명령자세의 허용범위( $\pm 5$ )를 고려하면 탑재컴퓨터 모델과 상세해석 모델의 차이는 무시할 수 있다.

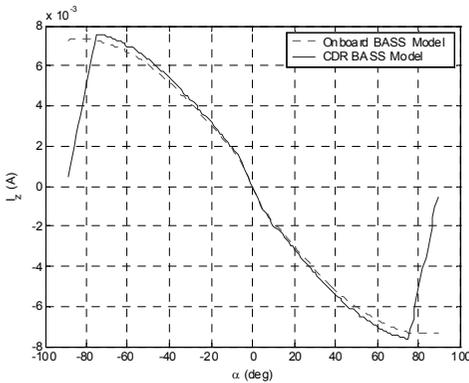


그림 4. BASS 출력 모델 비교

### 3.1.3 태양검출 범주

지구 알베도(Albedo) 효과를 나타내는 지표인 알베도 선속(Flux)과 태양광 선속(Solar flux) 사이의 비율을 살펴보면 전이/획득 궤도와 임무궤도를 통틀어 최악의 경우 2.1% 정도이다[3].

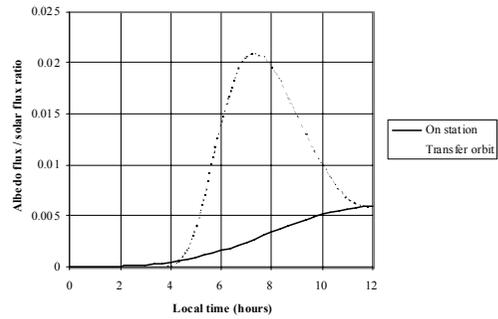


그림 5. 최악의 경우 지구 알베도 효과

위의 경험 값을 바탕으로 BASS 출력의 태양검출 (Sun presence) 범주의 경계 값(Threshold)을 설정하면 영점 근처에서 Dead-zone이  $1.7^\circ$  에 이를 정도로 매우 넓게 된다. 실제로 BASS를 이용한 태양획득은 전이궤도의 경우 식기간(Eclipse)에서 벗어난 원지점 근처에서 수행되기 때문에 지구 알베도 효과는 0.6%로 볼 수 있다. 또한, 임무궤도의 경우도 0.6%보다 작다. 따라서, 이 값을 기준으로 하여 경계 값을 설정하면  $52.5\mu A$ 가 되어 11 LSB(Least Significant Bit)에 해당한다. 유로스타 버스에서는 설계여유를 고려하여 12 LSB 값을 사용하였고 COMS에서도 이 값을 채택하였다. 태양검출 범주의 개념도는 그림 6과 같다.

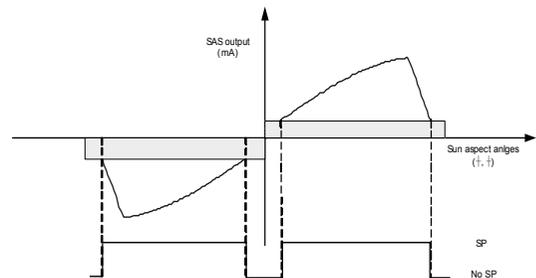


그림 6. BASS 태양검출 범주 개념도

### 3.1.4 지향방향

COMS는 세 개의 BASS를 이용하는 형상을 채택하고 있으며 전이궤도에서는 -Z BASS로 태양획득을 위해 ±90°의 시야각을 제공하고, 임무 및 획득단계에서는 ±X BASS를 이용하여 ±180°의 시야각을 제공하여 태양획득을 수행한다. 해당 시야각을 얻기 위한 BASS 기준좌표계의 동체좌표계에 대한 변환 관계는 표 2와 같다[6].

표 2. BASS 정렬방향 정의

BASS	변환행렬
-Z BASS	[0.90631, -0.03683, 0.42101; 0.0, -0.99619, -0.08716; 0.42262, 0.07899, -0.90286]
+X BASS	[0, 0, 1; 1, 0, 0; 0, 1, 0]
-X BASS	[0, 0, -1; -1, 0, 0; 0, 1, 0]

한편, 비행소프트웨어에서는 기준명령 생성의 편리를 위해 입방좌표계(Cube frame)라고 불리는 기준좌표계가 별도로 정의되어 사용되고 있는데 표 2의 BASS 기준좌표계와의 관계는 식 (3)과 같다.

$${}_{BASS} R_{cube} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

### 3.2 LIASS 모델

LIASS는 네 개의 태양전지 셀 출력 값을 이용해서 Xcube축과 Ycube축에 대한 태양입사각 정보를 제공하며 잉여 태양전지 셀을 포함하여 그림 7과 같이 총 8개의 태양전지 셀로 구성되어 있다.

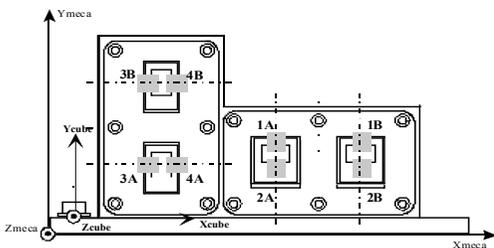


그림 7. LIASS 태양전지 셀 배치도

LIASS는 아날로그 방식의 고정밀 태양센서로써 그림 8에서 보는 바와 같이 태양광에 노출된 두 개의 태양전지 셀(S1, S2)에서 발생하는 전류 값을 각변위(Ecartometry) 계산식에 적용하여 태양입사각 정보를 계산한다. 한편, 박스의 높이에 따라 정밀(Fine) 측정 시야각이 정해지고, 태양광 차단막의 크기에 따라 저정밀(Coarse) 측정 시야각 크기가 결정되는데, ±30°의 선형구간을 가진다.

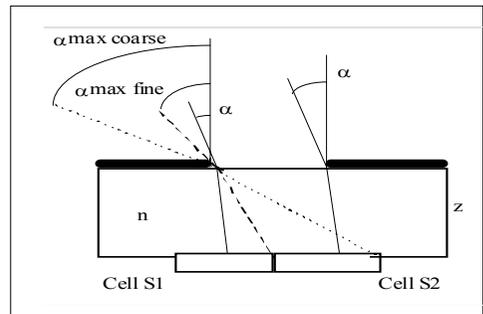


그림 8. LIASS 측정 원리

#### 3.2.1 상세해석 모델

그림 9에서 보는 바와 같이 정밀 측정 시야각 범위에서는 태양입사각에 대해서 셀 전류의 출력은 선형 관계를 보인다.

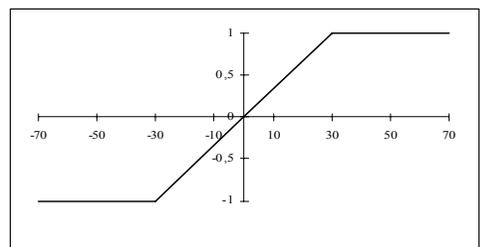


그림 9. 셀 전류 출력과 태양입사각 전달함수

EIDP 시험자료를 반영한 COMS 상세해석 모델은 식 (4)와 같다.

$$\tan(\alpha) = \frac{S_1 - S_2}{S_1 + S_2} \times \frac{n^2 + (n^2 - 1)\tan^2(\beta)}{\sqrt{\left(\frac{2z}{a}\right)^2 - (n^2 - 1) \times \left(\frac{S_1 - S_2}{S_1 + S_2}\right)^2}} \quad (4)$$

여기서,  $S_1$ 과  $S_2$ 는 각 태양전지 셀에서 측정된 전류 값이고,  $a$ 는 태양입사각,  $n$ ,  $z$ ,  $a$ 는 해당 LIASS의 모델 파라미터,  $\beta$ 는 입사되는 태양광의 측정 축에 대한 횡각이다. 한편, 정확도를 10배 정도 높이기 위해서 인수시험에서 획득된 데이터를 모델에 반영하여 편향오차, 비선형성, Straylight 현상을 보상한다.

3.2.2 탑재컴퓨터 모델

식 (4)는 측정된 셀 전류 값으로 입사각을 표현한 것이기 때문에, 기준명령 값을 계산할 때는 사용할 수 없다. 자세제어 기준명령 값을 생성하기 위해서 COMS 탑재컴퓨터에 사용된 LIASS 출력에 대한 각 변위 관계식은 식 (5)와 같다.

$$u_x = -\frac{2h}{na} \frac{S_y}{\sqrt{1 - \frac{1}{n^2}(S_x^2 + S_y^2)}}$$

$$u_y = \frac{2h}{na} \frac{S_x}{\sqrt{1 - \frac{1}{n^2}(S_x^2 + S_y^2)}} \tag{5}$$

여기서  $\{S_x, S_y, S_z\}$ 는 LIASS 센서좌표계에서 표현된 태양벡터,  $h=6.7\text{mm}$ 는 유리두께,  $n=1.519$ 는 LIASS 덮개유리의 지표(Glass index, BK7G18), 그리고  $a=5\text{mm}$ 는 측정 축에 대한 셀 마스크 크기이다. 지상소프트웨어에서 제공하는 기준 태양벡터를 이용하여 기준명령에 해당하는 출력 값을 얻어 제어 알고리즘에 제공한다.

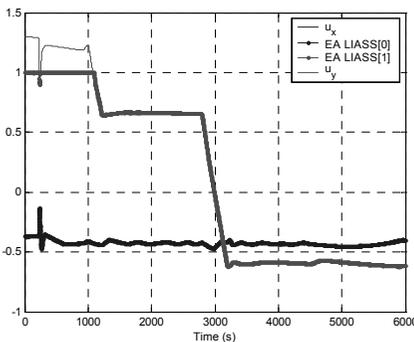


그림 10. LIASS 출력과 각변위 모델 비교

식 (5)에서 제시된 모델의 적합 여부를 살펴보기 위해 자이로보정 성능해석 FVB 시뮬레이션을 통해서 획득한 EA LIASS 측정값과 시뮬레이션 동안의 태양 벡터와 각변위 계산식 식 (5)를 이용해서 계산한 LIASS 출력을 비교하였다. 그림 10에서 보는 바와 같이 선형구간에서 일치하는 경향을 보이며 비행소프트웨어로 생성하는 기준명령 LIASS 출력 값의 범위가 선형구간 이내이기 때문에 모델링이 잘 되었음을 확인할 수 있다.

3.2.3 태양검출 범주

LIASS 출력의 태양검출 범주 조율은 태양전지셀의 암전류(Dark current), 지구 알베도, Straylight 영향 등에 대해서 강건하게 작동하도록 수행하는데, 암전류는 무시할 수준이므로 주로 지구 알베도와 Straylight 효과를 고려한다.

LIASS 출력의 태양검출 범주 경계 값을 결정할 때는 상세해석 모델에서 분포 항에 위치한 한쌍의 셀전류 값의 합으로 부터 태양이 시야각 내에 위치하는지 판별하며 그림 11과 같다. 즉, 시야각 43°를 확보하기 위한 경계 값으로는 0.5mA를 선정하고, 모든 셀에 태양이 조사되는지 여부를 결정하는 정밀(Fine) 태양검출 범주는 최악의 경우(Worst case)인 시야각 28° × 28°에 해당하는 0.091mA로 채택하였다 (그림 12. 참조). 태양전지판에 장착되는 SA LIASS의 경우는 정밀태양검출 범주를 0.0mA로 설정하여 셀의 태양광 조사여부를 별도로 이용하지 않는다.

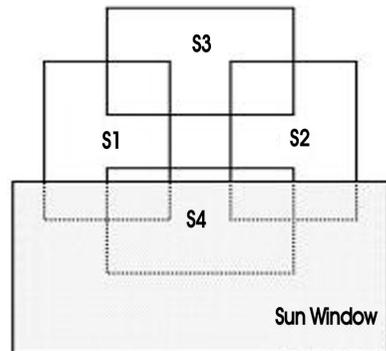


그림 11. LIASS 태양검출 범주

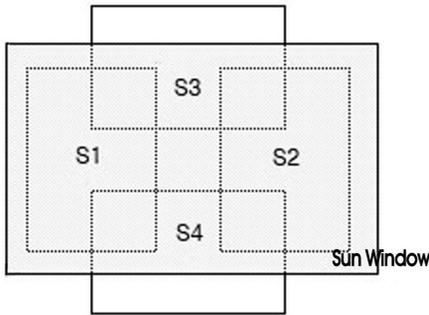


그림 12. LIASS 정밀태양검출 범주

### 3.2.4 지향방향

COMS는 전이궤도에서 자이로 보정 및 원지점 점화단계에서 시야각을 확보하기 위해 2개의 LIASS를 동체에 설치하고, 정상모드 임무수행에서 요측 정밀 자세결정을 위해 태양전지판 끝에 한 개의 LIASS를 장착한 형상을 취한다. 각 LIASS의 동체좌표계에 대한 변환행렬은 표 3과 같다.

표 3. LIASS 정렬방향 정의

LIASS	변환행렬
EA LIASS	$[-0.73135370, -0.02380140, 0.68158291; 0.0, 0.99939083, 0.03489950; -0.68199836, 0.02552388, -0.73090818]$
BO LIASS	$[0.39073113, -0.04496645, 0.91940590; 0.0, 0.99880614, 0.04884977; -0.92050485, -0.01908713, 0.39026465]$
SA LIASS	$[1.0, 0.0, 0.0; 0.0, 1.0, 0.0; 0.0, 0.0, 1.0]$

## 4. 태양센서 운용

본 절에서는 COMS 비행소프트웨어에 정의된 LIASS/BASS 태양센서의 운용 절차에 대해서 기술한다. 정상셀에 대해서 BASS는 2개의 Bipolar신호를 LIASS는 4개의 Unipolar 신호를 전류의 형태로 출력하며, 태양센서획득부(SAE, Sun Acquisition Electronics)를 통해 획득하여 운용소프트웨어를 통해 2개의 측정 값을 제공하여 자세제어 알고리즘에 이용한다.

### 4.1 운용모드 상태

태양센서 운용소프트웨어의 객체는 세 개의 모드 상태를 가지며 다음과 같다[7].

- 정밀측정(Fine measurement)모드: 모든 태양센서에 대해서 태양검출 상태와 원측정값(raw data)들을 계산하는 모드로서 전이/획득 단계에서 사용된다.
- 태양회전(Sun rotation)모드: 목표로 하는 기준태양벡터를 천천히 회전시켜서 자세에 편향(bias)을 주도록 한다.
- 양방향(Two directions)모드: 시야각 범위가 다른 두 개의 태양센서에 대해 모두 기준태양벡터에서 벗어난 지향오차를 계산하는 모드. 피치기동 및 자이로보정 비행모드에서 이용되는데 그림 13.은 자이로 보정의 예를 보여준다. -Z BASS를 통해  $-Z_{mc}$ 축이 태양을 지향하도록 제어를 한 후 EA LIASS 선형 시야각 범위의 두 지점에 대해서 자세제어를 수행한다.

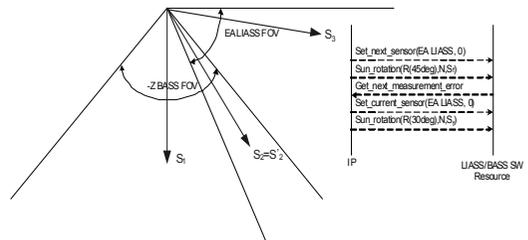


그림 13. 자이로보정 양방향 운용 모드 개념

각 모드상태의 활성화는 표 4에 정의된 이벤트들을 통해 이루어진다.

표 4. 모드상태 명령 방법

Event	Description	Origin
two_direction_mode	Enter to two directions mode	TC
switch_direction	Return to fine meas. mode	TC
sun_rotation	Enter to Sun rotation mode	TC

### 4.2 태양센서 운용소프트웨어 접속

태양센서 운용소프트웨어에 속하는 각 프로세싱의 상태들은 Get/Set 접속 방법을 이용하며 각각의 운용에 맞춰 주기를 설정한다. 대표적인 접속 방법은 표 5와 같다.

표 5. 태양센서 운용소프트웨어 접속방법

접속방법	내용	주기
Get_failed_status	서비스의 이상 작동 상태를 가져온다.	호출
Get_sun_presence_pattern	모든 태양센서들의 태양검출 상태를 가져온다.	10Hz
Get_raw_measurements	해당 태양센서의 raw 측정 값을 가져온다.	10Hz
Get_SA_position	태양전지판 위치 측정값을 가져온다.	10Hz
Get_pointing_err	위성 제어좌표계에 대해서 태양 지향오차 정보를 가져온다.	10Hz
Get_next_sun_direction	위성 제어좌표계에 대해서 다음에 이용할 태양센서의 기준태양벡터 정보를 가져온다.	호출
Set_current_sensor	이용할 태양센서를 선정한다.	TC
Set_current_direction	현재 태양지향 방향 제공	TC

### 4.3 태양센서 운용소프트웨어 알고리즘

태양센서 운용소프트웨어 알고리즘은 크게 모니터링을 목적으로 하는 것과 자세오차를 계산하기 위한 부분으로 나뉜다. 모니터링 알고리즘에는 서비스의 이상 작동 상태와 유효성을 처리하는 알고리즘이 있어서 태양센서획득부 접속 상태를 점검하여 상태를 결정하게 된다. 자세오차 프로세싱 알고리즘에는 센

서 설정, 태양센서 모델, 모드상태에 따른 측정 값 프로세싱, 기준태양벡터 설정, 태양검출 상태 결정 등이 구현되어 있다. 태양센서 출력에서 자세오차를 결정하는 탑재컴퓨터 프로세싱을 센서 별로 살펴보면 다음과 같다.

#### 4.3.1 BASS 자세오차 계산 프로세싱

BASS 태양전지 셀들에서 발생하는 아날로그 전류 신호는 태양센서획득부를 거쳐 12bit 디지털 신호로 변환되며[그림 14] 탑재컴퓨터에서는 센서획득부에서 획득한 LSB 단위의 원측정값을 이용해서 다시 해당 전류 값을 계산한다.

$$I(A) = (2048 - N)LSB_{BASS} \tag{6}$$

여기서, BASS의 LSB 값은 4.883μA이다.

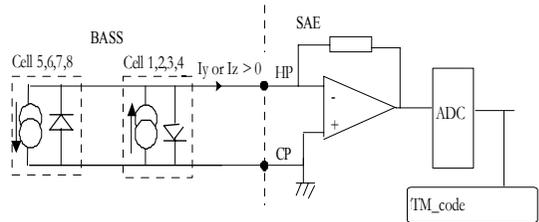


그림 14. 태양센서획득부 BASS 접속 블록선도

해당 전류 값을 이용하여 위성동체좌표계에서의 자세오차를 계산하는 알고리즘은 식 (7)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta\theta_x \\ \Delta\theta_y \\ \Delta\theta_z \end{bmatrix} = {}_{sc}R_S * M * \left( \begin{bmatrix} I_z \\ I_y \end{bmatrix}_{measurement} - \begin{bmatrix} I_z \\ I_y \end{bmatrix}_{bias} - \begin{bmatrix} I_z \\ I_y \end{bmatrix}_{compensation} \right) \tag{7}$$

여기서, 행렬 M은 민감도를 나타내며 BASS 모델 프로세싱 알고리즘에서 계산되고,  ${}_{sc}R_S = {}_{me}R_{cube}$  행렬은 BASS 기준좌표계에서 위성동체좌표계로의 변환을 나타낸다. 오른쪽 항의 괄호안에 포함된 편향(Bias) 값은 TC(STLBSTDIR)에 의해 탑재컴퓨터에서 계산되는 자세지향 명령에 대한 전류 값이고 보상(compensation)은 TC (STLBSTCSNS, STLBSTNSNS)

로 위성에 전달되는 측정 보상 값이다.

### 4.3.2 LIASS 자세오차 계산 프로세싱

LIASS 태양전지 셀들에서 출력되는 아날로그 신호들은 태양센서획득부에서 12bit 디지털 신호로 변환되며[그림 15] 다시 탑재컴퓨터에서 이 값을 해당 전류 값으로 계산한다.

$$S_i(A) = N \text{ LSB}_{LIASS} \quad (8)$$

여기서, N은 태양센서획득부에서 획득한 LSB 단위의 원측정값이고 LIASS의 LSB값은 1.221 $\mu$ A이다.

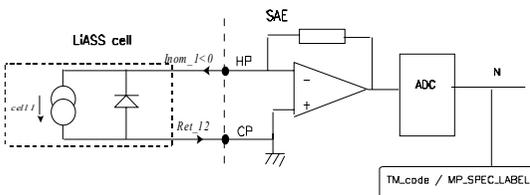


그림 15. 태양센서획득부 LIASS 접속 블록선도

해당 전류 값을 이용하여 위성제어좌표계에 대해서 자세오차를 계산하는 알고리즘은 식 (9)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta\theta_x \\ \Delta\theta_y \\ \Delta\theta_z \end{bmatrix} = R_{CONT} * R_{SC} * R_S * M * \begin{pmatrix} [U_1] \\ [U_2]_{measurement} - [U_2]_{bias} - [U_2]_{compensation} \end{pmatrix} \quad (9)$$

여기서, 행렬 M은 민감도를 나타내며 LIASS 모델 프로세싱 알고리즘에서 계산하며,  $R_{SC} = R_{cube}$  행렬은 LIASS 좌표계에서 위성 동체좌표계로의 변환을 나타낸다. RCONT 행렬은 EA 및 BO LIASS의 경우 단위 행렬, SA LIASS인 경우 태양전지판의 회전각에 따른 회전행렬의 전치행렬로 정의된다. 한편, 오른쪽 항의 괄호 안에 포함된 측정 값은 각 태양전지에서 획득한 전류 값을 각변위 식 (4)를 이용해서 계산한 값이고, 편향 값은 TC (STLBSTDIR)에 의해 탑재 컴퓨터에서 계산되는 자세지향 명령 값이며, 보상 값은 TC

(STLBSTCSNS, STLBSTNSNS)로 위성에 전달되는 측정 보상 값이다.

## 5. 결론

본 논문에서는 우리나라 최초의 정지궤도 복합위성인 통신해양기상위성에 장착된 태양센서들의 모델과 운용을 분석하였다. 본 논문에 기술된 정지궤도 위성 태양센서 운용기술들은 우주인증된 최신 정지궤도 우주버스인 Astrium E3000에서 채택하고 있는 기술이며 전이/획득 및 임무궤도 자세제어계에서 신뢰성 및 정확도 높은 자세제어계 기능을 제공한다. 통신해양기상위성 자세제어계에서 사용된 태양센서인 LIASS와 BASS의 기능 모델을 분석하고, 간단한 태양센서 운용소프트웨어를 분석함으로써 축적된 기술들은 향후 정지궤도 복합위성 후속 모델의 자세제어계 설계에 있어서, 새로운 임무 및 비행모드 변경에 대비하는데 많은 도움을 줄 것으로 기대된다.

## 후기

본 논문은 교육과학기술부에서 지원하는 특장연구개발 사업의 일환인 '통신해양기상위성 개발사업'의 연구 결과입니다.

## 참고문헌

1. COMS 공동설계팀, COMS AOCs Performances and Interface Specification, COMS.SPC.00039. DP.T.ASTR (2/0), 한국항공우주연구원, 2007
2. 박근주, 통신해양기상위성 태양감지기 모델 및 운용 분석, KARI-CST-TM-2008-006, 한국항공우주연구원, 2008
3. COMS 공동설계팀, COMS Equipments Parameters Tuning, COMS.TN.00150.DP.T.ASTR (4/0), 한국항공우주연구원, 2007
4. Y. Park, K.J. Park, H. Lee, G. Ju, "Introduction of AOCs Hardware Configuration for COMS," ISRS Conference, Jeju, Korea, 2007

5. COMS 공동설계팀, AOCS Sign Conventions, COMS. TN.00217.DP.T.ASTR (1/0), 한국항공우주연구원, 2007
6. COMS 공동설계팀, Transfer/Acquisition and Survival Modes Tuning, COMS.TN.00130. DP.T.ASTR (1/0), 한국항공우주연구원, 2007
7. Astrium 비행소프트웨어팀, COMS Central Software Requirement Document, COMS.SPC. 00078.DP.T. ASTR (1/0), 한국항공우주연구원, 2007