

## 전이궤도 자이로보정 오차버짓 해석

박근주\*, 양군호\*\*, 용기력\*\*\*

### Analysis of Transfer Gyro Calibration Error Budget

Keun Joo Park\*, Koon-Ho Yang\*\*, and Ki-Lyuk Yong\*\*\*

#### Abstract

A GEO satellite launched by Arian 5 ECA launcher will be located in a transfer orbit where it requires several Apogee burn maneuvers to reach the target orbit. To obtain the required performance of Apogee burn maneuvers, a calibration of gyro drift error needs to be performed before each maneuver. In this paper, a unique gyro calibration scheme which is applied to COMS is described and the calibration error budget analysis is performed.

#### 초 록

정지궤도위성의 임무궤도 획득은 발사체에서 분리된 후 형성되는 전이궤도의 원지점 위치에서 속도 및 궤도면을 조정하는 일련의 원지점점화기동을 통해 이루어진다. 원지점점화 비행모드에 적용되는 자세제어 논리는 각속도 정보를 필요로 하기 때문에 자이로와 같은 관성센서에서 제공하는 각속도 측정값을 사용하지만, 일반적으로 자이로 측정값에는 표류 오차가 포함되어 있다. 따라서 임무궤도 획득 정확도 요구사항을 만족시키는 원지점 점화를 수행하기 위해 원지점 점화기동 전에 자이로 측정값에 포함된 표류오차를 보정하는 절차가 요구된다. 본 논문에서는 오차특성 해석을 통해 천리안 위성에서 사용된 자이로보정 알고리즘의 오차버짓을 추정한다.

키워드 : 천리안위성 (COMS), 정밀태양센서(LIASS), 자이로(FOG), 표류오차 보정(Drift Calibration), 오차버짓 (Error Budget)

#### 1. 서 론

정지궤도위성의 임무궤도 획득은 발사체에서 분리된 후 형성되는 전이궤도의 원지점 위치에서 속도 및 궤도면을 조정하는 일련의 원지점점화 (Apogee Burn) 기동을 통해 이루어진다. 원지점 점화 비행모드에 적용되는 자세제어 논리는 각속

도 정보를 필요로 하기 때문에 자이로와 같은 관성센서에서 제공하는 각속도 측정값을 사용하지만, 일반적으로 자이로 측정값에는 표류오차가 포함되어 있다. 이러한 표류오차는 원지점점화 엔진에서 발생하는 큰 추력의 방향제어 정확도를 저하시킴으로써 임무궤도 획득 정확도를 떨어뜨리는 중요한 요소가 된다. 따라서 임무궤도 획득

접수일(2010년 1월 7일), 수정일(1차 : 2010년 4월 8일, 2차 : 2010년 6월 18일, 게재 확정일 : 2010년 10월 1일)

\* 위성제어팀/kjp@kari.re.kr \*\* 통제기체계팀/khyang@kari.re.kr \*\*\* 위성제어팀/klyong@kari.re.kr

정확도 요구사항을 만족시키는 원지점 점화를 수행하기 위해서는 원지점 점화기동 전에 자이로 측정값에 포함된 표류오차를 보정해 주어야 한다.

한국항공우주연구원이 주관하고 프랑스 아스트리엄사가 공동으로 개발에 참여한 천리안위성 (COMS, Communication Ocean Meteorological Satellite)은 아스트리엄사의 유로스타(Eurostar) 버스 계열을 기반으로 하기 때문에 이미 다양한 프로그램을 통해 검증되어 있는 임무궤도 획득 절차를 수행한다. 하지만, 유로스타 계열 위성과는 달리 천리안위성은 통신탑재체 이외에 기상 및 해양관측을 위한 탑재체 들의 운용 요구사항을 충족시켜주기 위해 FOG (Fiber Optic Gyroscope)를 채택하고 있기 때문에, 전이궤도 자이로보정 알고리즘 자체는 동일하지만, 태양센서의 시야각, 계절에 따른 태양의 위치, 그리고 센서 및 작동기의 성능에 따라 표류오차 추정 성능에 차이가 나며, 성능해석을 통해 추정기 이득과 자이로보정 기간 등을 최적화하는 작업이 필요하다.

본 논문에서는 2010년 6월에 발사된 천리안위성의 원지점점화전 자이로보정 비행모드 원리 및 표류오차 추정기법을 기술하고, 표류오차 정확도에 대한 오차버짓해석 결과를 제시한다.

## 2. 자세오차 정의

### 2.1 좌표계 정의

천리안위성 자세제어계에 정의된 전이궤도 자이로보정 비행모드의 자세오차 및 명령기준자세를 표현하는 기준좌표계는 3 가지로 분류된다[1].

#### 2.1.1 위성구조좌표계(위성동체 좌표계)

위성구조좌표계(Satellite mechanical frame)는  $\{+X_{me}, +Y_{me}, +Z_{me}\}$ 으로 정의되는데, 이 좌표계의 중심은 위성과 발사체 분리면의 중심에 위치한다. 이 좌표계에서  $+Z_{me}$ 축은 위성체 분리면에 수직한 원지점점화 추진방향이며,  $+Y_{me}$ 축은 태양 전지판이 접착된면에 수직한 방향,  $+X_{me}$ 축은 두 축에 수직한 방향으로 정의된다. 위성동체좌표계는 위성구조좌표계와 정렬 방향은 동일하지

만, 원점이 위성체의 무게중심이다.

#### 2.1.2 태양기준좌표계

태양기준좌표계(Sun reference frame)  $\{+X_{SUN}, +Y_{SUN}, +Z_{SUN}\}$ 는 그림 1과 같이 정의된다.  $+X_{SUN}$ 축이 태양을 지향하고,  $+Y_{SUN}$ 축이  $+Y_{me}$ 축에 평행하며,  $+Z_{SUN}$ 축이 두 축에 수직한 좌표계이다.

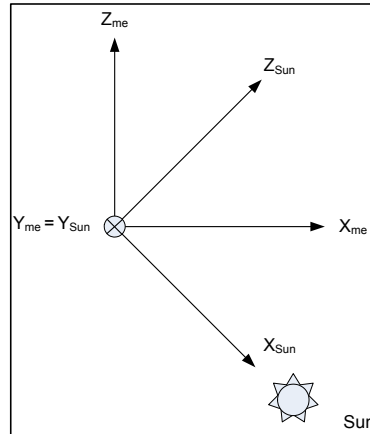


그림 1. Sun Reference Frame Vs. Satellite Mechanical Frame

#### 2.1.3 위성제어좌표계

천리안위성 자세제어계에서 사용하고 있는 위성제어좌표계(Satellite control frame)는 비행모드에 따라서 탑재컴퓨터 제어 알고리즘에서 사용하고 있는 좌표계이다. 위성제어좌표계의 원점은 인공위성의 무게중심이고, 전이 및 획득 단계에서 기준좌표계는 위성동체좌표계 혹은 태양기준좌표계를 사용한다.

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. 한편, 각 태양센서들의 민감도(Sensitivity) 행렬을 계산함으로써 정확도를 높여준다[2].

## 2.2 명령 자세오차 정의

천리안위성 비행소프트웨어에 구현된 위성 자세제어 알고리즘에 정의된 자세오차는 기준좌표계의 +Z<sub>REF</sub>축과 자세제어 지향 +Z<sub>REF</sub>축 방향과의 각 변위를 특정 축 (+X<sub>REF</sub> 혹은 +Y<sub>REF</sub>)에 대해서 나타내고 있다. 따라서, 자세오차를 상쇄하는 제어 토크는 자세오차와 반대 방향 부호를 가지도록 구현되며 그림 2와 같이 자세오차의 부호가 정의된다[3].

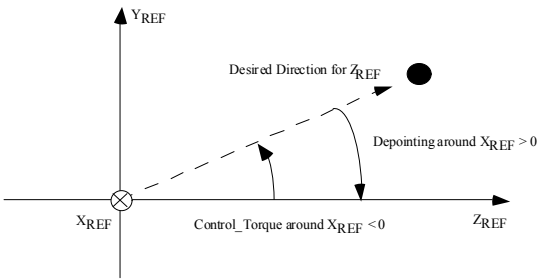


그림 2. 자세오차 부호 정의

## 2.3 태양센서

LIASS는 네 개의 태양전지 셀 출력 값을 이용하여 X<sub>cube</sub>축과 Y<sub>cube</sub>축에 대한 태양입사각 정보를 제공하며 잉여 태양전지 셀을 포함하여 그림 3과 같이 총 8개의 태양전지 셀로 구성되어 있다.

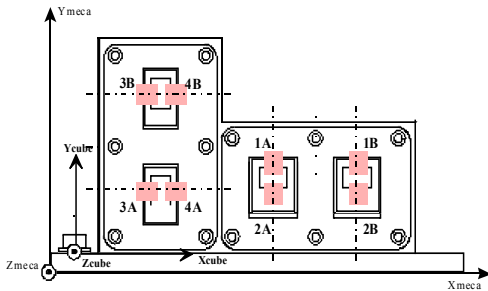


그림 3. LIASS 태양전지 셀 배치도

LIASS는 아날로그 방식의 고정밀 태양센서로

써 그림 4에서 보는 바와 같이 태양광에 노출된 두 개의 태양전지 셀(S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>)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[4].

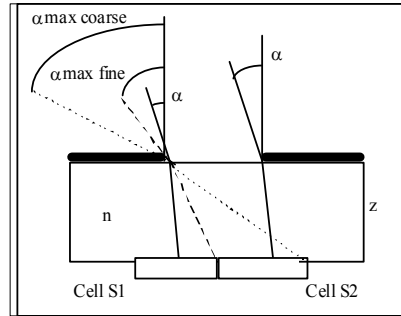


그림 4. LIASS 측정 원리

EIDP 시험자료를 반영한 COMS 상세해석 모델은 식 (1)과 같다[1].

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

여기서, S<sub>1</sub>과 S<sub>2</sub>는 각 태양전지 셀에서 측정된 전류 값이고, a는 태양입사각, n, z, a는 해당 LIASS의 모델 파라미터, beta는 입사되는 태양광의 측정 축에 대한 횡각이다. 한편, 정확도를 10배 정도 높이기 위해서 인수시험에서 획득된 데이터를 모델에 반영하여 편향오차, 비선형성, Straylight 현상을 보상한다.

식 (1)은 측정된 셀 전류 값으로 입사각을 표현한 것이기 때문에, 기준명령 값을 계산할 때는 사용할 수 없다. 자세제어 기준명령 값을 생성하기 위해서 탑재컴퓨터에 사용된 LIASS 출력에 대한 각변위 관계식은 식 (2)와 같다.

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

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

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. 천리안위성 자이로 보정단계에서는 EA LIASS를 사용하는데 동체좌표계에 대한 변환행렬은 표 1과 같다.

표 1. 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

### 2.4 태양센서 자세오차 계산 프로세싱

LIASS 태양전지 셀들에서 출력되는 아날로그 신호들은 태양센서획득부에서 12bit 디지털 신호로 변환되며 다시 탑재컴퓨터에서 이 값을 해당 전류 값으로 계산한다. 해당 전류 값을 이용하여 위성제어좌표계에 대해서 자세오차를 계산하는 알고리즘은 식 (3)과 같다[1].

$$\begin{bmatrix} \phi_M \\ \theta_M \\ \psi_M \end{bmatrix} = R_{cont} {}_{sc}R_s M \left( \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}_{meas} - \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}_{bias} - \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}_{comp} \right) \quad (3)$$

여기서, 행렬  $M$ 은 민감도를 나타내며 LIASS 모델 프로세싱 알고리즘에서 계산하며,  ${}_{sc}R_s = {}_{me}R_{cube}$  행렬은 LIASS 좌표계에서 위성 동체좌표계로의 변환을 나타낸다.  $R_{cont}$  행렬은 EA LIASS의 경우 단위 행렬로 정의된다. 오른쪽 항의 괄호 안에 포함된 측정 값은 각 태양전지에서 획득한 전류 값을 각변위 식 (1)을 이용해서 계산한 값이고, 편향 값은 TC에 의해 탑재 컴퓨터에서 계산되는 자세지향 명령 값이며, 보상 값은 TC로 위

성에 전달되는 측정 보상 값이다.

## 3. 자이로보정

### 3.1 자이로보정 원리

천리안위성의 경우 자이로보정 비행모드는 운용 측면에서 볼 때 발사체에서 분리된 후 수행되는 초기 위성운용 단계에 속하기 때문에 3-축 자세정보를 이용할 수 없어서 2-축 자세센서(태양센서)의 정보를 이용하여 3-축 자세제어를 수행하는 독특한 태양지향모드를 사용한다. 즉, 태양센서와 자이로의 측정값만을 이용하여 태양벡터가 동체좌표계의 특정면 위에 위치하도록 추력기를 이용한 자세제어를 수행하면서 자이로로 측정된 각속도의 적분 값과 태양센서로 측정된 값을 비교함으로써 표류오차를 결정하게 된다.

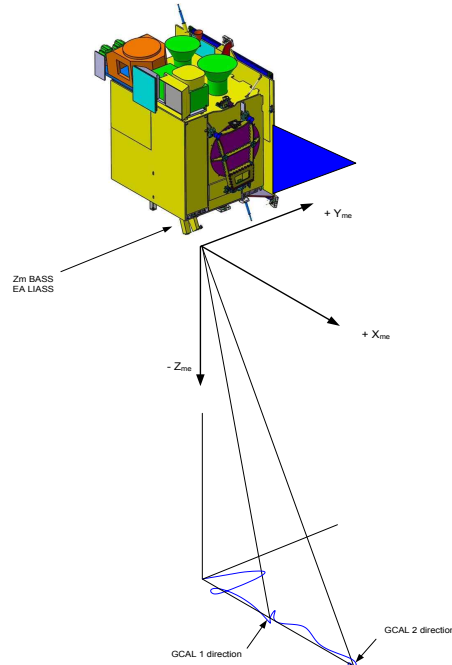


그림 5 동체좌표계로 표현된 태양벡터 궤적

자이로보정 비행모드 단계에서는 3-축 자세정보를 이용할 수 없기 때문에 동체좌표축의  $X_{me}$ 축과  $Z_{me}$ 축에 해당하는 표류오차를 독립적으로 보

정할 수 없다. 대신에, 동체좌표계의  $X_{me}$ - $Z_{me}$  평면상의 두개의 지점에서 태양벡터에 수직한 각도 성분에 해당하는 태양센서 측정값과 FOG 측정값 사이의 운동학 관계를 이용하여 태양벡터에 수직한 방향의 표류오차 성분을 추정하고 동체좌표축의  $X_{me}$ 축  $Z_{me}$ 축 성분을 결정하게 된다. 이때, 추정기의 관측성을 높여주기 위해 적분제어기를 사용하여 의도적으로 관측도(Observability)를 높여주는데, 자이로보정 비행모드 동안 자세제어의 거동을 정밀 태양센서의 출력으로 살펴보면 그림 5와 같다. 자이로보정 비행모드 동안 태양벡터가 인공위성 동체의  $X_{me}$ - $Z_{me}$  평면 안에 위치하고 있으며, 초기에  $-Z_{me}$ 축 방향에 정렬하도록 태양벡터를 획득한 후 서로 다른 두개의 태양벡터의 지점에서 일정기간 동안 자이로보정을 수행함을 알 수 있다.

### 3.2 표류오차 추정기법

천리안위성에 장착된 FOG의 기준좌표계는 위성동체좌표계와 정렬이 되어 있어서, 물축 각속도 정보는 FOG X에서 요축 각속도 정보는 FOG Z에서 각각 측정되며 전이케도 자이로보정 비행모드 동안의 각속도 변화는 그림 6과 같다.

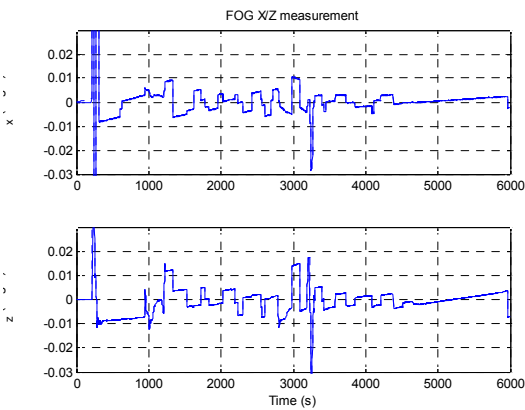


그림 6. 자이로보정 모드 FOG X/Z 출력

자이로보정 비행모드에서 사용되는 자세제어 명령 기준좌표계는 태양벡터 방향을  $Z_{cont}$ 축, 위성

동체의  $X_{me}$ - $Z_{me}$ 평면에서  $Z_{cont}$ 축과 수직한 방향을  $X_{cont}$ 축, 이 두 축과 함께 직교좌표계를 구성하는  $Y_{cont}$ 축으로 정의되는데, FOG X와 FOG Z 측정값들을 제어명령 기준좌표계로 투영하여 롤 오차각 변화에 대한 운동방정식을 유도하면 식 (4)와 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= [\cos\alpha + \theta_M \sin\alpha]\omega_x \\ &\quad + [-\sin\alpha + \theta_M \cos\alpha]\omega_z - \Delta \\ \dot{\Delta} &= 0 \end{aligned} \tag{4}$$

여기서,  $\phi$ 는 롤 오차각,  $\omega_x$ ,  $\omega_z$ 는 FOG X와 FOG Z의 측정값,  $\Delta$ 는 태양벡터에 수직한 방향의 표류오차 성분,  $\alpha$ 는 자이로보정 위치각,  $\theta_M$ 는 피치 오차각 측정값을 나타낸다.

식 (4)의 모델을 이용하여 예측된 명령기준좌표계의 롤각 오차는 정밀태양센서의 출력을 이용하여 갱신하게 되는데, 갱신식은 식 (5)와 같다.

$$\begin{pmatrix} \hat{\phi}_n^+ \\ \hat{\Delta}_n^+ \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \hat{\phi}_n^- \\ \hat{\Delta}_n^- \end{pmatrix} + K(\phi_M - \hat{\phi}_n^-) \tag{5}$$

여기서 아래첨자  $n$ 은 관측시점,  $\phi_M$ 은 자세오차의 태양벡터에 수직한 성분의 측정값, 위첨자 '-'는 모델을 이용하여 예측한 값, 위첨자 '+'는 갱신 값, 행렬  $K$ 는 추정기의 이득을 나타낸다. 추정기 이득의 결정은 태양센서의 시야각, 자이로보정 위치, 그리고 보정기간에 의해 결정되며 성능해석 시뮬레이션을 통해 최적화한다.

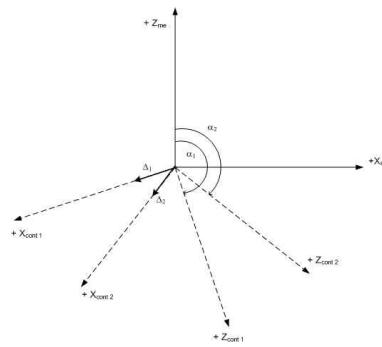


그림 7. 자이로보정 방향 및 추정 표류오차

이렇게 추정된 태양에 수직한 방향의 표류오차는 그림 7과 같이  $X_{me}$ 와  $Z_{me}$ 축 성분의 조합으로 표현된 것이기 때문에 서로 다른 두 보정위치에서 자이로보정을 수행함으로써 각각의 FOG에 해당하는 표류오차를 식 (6)과 같이 결정하게 된다.

$$\begin{pmatrix} \Delta_1 \\ \Delta_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\alpha_1 & -\sin\alpha_1 \\ \cos\alpha_2 & -\sin\alpha_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \tau_x \\ \tau_z \end{pmatrix} \quad (6)$$

여기서  $\tau_x, \tau_z$ 는 FOG X와 FOG Z의 표류오차 성분,  $\Delta_1, \Delta_2$ 는 태양벡터에 수직한 표류오차 성분의 추정값, 그리고  $\alpha_1, \alpha_2$ 는 자이로보정 방향을 나타낸다.

### 3.3 자이로 보정 오차해석

제어기준좌표계와 태양기준좌표계 사이의 운동학 관계식은 식 (7)과 같이 근사화 된다.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi & \theta & \psi \\ \psi & \phi & \theta \\ \psi & -\phi & \theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

여기서  $p, q, r$ 은 태양기준좌표계에서의 각속도,  $\phi, \theta, \psi$ 는 자세오차각을 나타낸다. 식 (7)에 자이로보정 태양방향 변환행렬의 전치행렬을 곱하고, 자이로보정 비행모드 동안의 태양의 운동 및 자이로의 정렬오차를 고려하여 FOG기준좌표계로 표현하면 식 (8)과 같다.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}_{GYP} = \begin{bmatrix} 1 & \delta\psi^x & -\delta\theta^x \\ -\delta\psi^y & 1 & \delta\phi^y \\ \delta\theta^z & -\delta\phi^z & 1 \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi & \theta & \psi \\ \psi & \phi & \theta \\ \psi & -\phi & \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_E \end{bmatrix} \right\} \quad (8)$$

여기서  $\omega_E$ 는 태양기준좌표계가 관성좌표계가 아니기 때문에 고려해야 하는 지구의 공전각속도를 나타낸다. 실제 자이로에서 측정되는 값은 보정계수(Scale factor) 오차와 편향오차가 포함되어 식 (9)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = (1 + \Delta F) \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}_{GYP} + \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

여기서  $\Delta F$ 는 보정계수 오차를 나타낸다. 자이로의 출력을 적분하여 얻는 롤, 요각변위는 식 (10), (11)과 같다.

$$\begin{aligned} \phi_{GYP} &= \phi_{drift} + \cos\alpha\phi - \cos\alpha \int_0^M \theta_M \psi dt \\ &\quad - \cos\alpha(\delta\theta^x - \Delta G\theta_M - \delta\theta_{LIASS})\psi \\ &\quad + (\sin\alpha\delta\theta^x + \Delta F\cos\alpha)\phi \\ &\quad + \delta\psi^z\theta + (1 + \Delta F)\sin\alpha\psi \\ &\quad - \sin\alpha \int_0^M \phi dt - \int_0^M \delta\theta^x \omega_E dt \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \psi_{GYP} &= \psi_{drift} - \sin\alpha\phi + \sin\alpha \int_0^M \theta_M \psi dt \\ &\quad + \sin\alpha(\delta\theta^z - \Delta G\theta_M - \delta\theta_{LIASS})\psi \\ &\quad + (\cos\alpha\delta\theta^z - \Delta F\sin\alpha)\phi \\ &\quad - \delta\phi^z\theta + (1 + \Delta F)\cos\alpha\psi \\ &\quad - \cos\alpha \int_0^M \phi dt + \int_0^M \omega_E dt \end{aligned} \quad (11)$$

여기서,  $\theta_M$ 는 EA LIASS 측정값으로써 피치각과의 관계는 식 (12)와 같다.

$$\theta_M = (1 + \Delta G)\theta + \delta\theta_{LIASS} \quad (12)$$

자이로 보정원리에서 기술된 것처럼, 자이로보정 편향오차 추정값은 태양기준벡터에 수직한 성분과 EA LIASS 측정값을 비교함으로써 결정한다. 먼저, 태양기준벡터에 수직한 편향오차 성분  $M$ 은 식 (13)과 같다.

$$M = \cos\alpha\phi_{GYP} - \sin\alpha\psi_{GYP} \quad (13)$$

식 (13)에 식 (10)과 (11)을 대입하여 정리하면 식 (14)와 같다.

$$M - \phi_M + \int_0^M \theta_M \psi dt = \cos\alpha\phi_{drift} - \sin\alpha\psi_{drift} + \epsilon \quad (14)$$

여기서 오차항  $\epsilon$ 은 다음과 같이 세분화 된다.

$$\begin{aligned} \varepsilon = & \underbrace{\Delta F_2 \phi_M}_{\text{FOG scale factor error factor}} - \underbrace{\Delta G_2 \phi_M}_{\text{LIASS gain error factor}} - \delta \phi_{LIASS} \\ & + \underbrace{\left( \delta \theta_{LIASS} \cos^2 \alpha \delta \theta^x + \sin^2 \alpha \delta \theta^z \right)}_{\text{in XZ plane misalignment and Zsun control and X control}} \omega_e \\ & + \underbrace{\left( \cos \alpha \delta \theta^x + \sin \alpha \delta \theta^z \right)}_{\text{out of XZ plane misalignment and Y control}} \omega_e \\ & - \underbrace{\frac{\sin \alpha}{1} \int_0^M \omega_e dt}_{\text{Earth revolution around the Sun}} \end{aligned}$$

칼만필터와 같은 예측-갱신 추정 알고리즘을 식 (14)의 오른쪽 항에 적용하면 자이로 보정오차  $\Delta$ 는 식 (15)와 같다.

$$\begin{aligned} \Delta & \equiv \frac{\omega_e^2 s}{s^2 + 2\delta\omega_e s + \omega_e^2} \left( M - \phi_M + \int_0^M \theta_M dt \right) \\ & = \cos \alpha \tau_x - \sin \alpha \tau_z + \frac{\omega_e^2 s}{s^2 + 2\delta\omega_e s + \omega_e^2} (\varepsilon) \\ & = \cos \alpha \tau_x - \sin \alpha \tau_z + H(s)\varepsilon \end{aligned} \quad (15)$$

서로 다른 두 위치의 태양기준벡터 방향에 대해서 각각 수행한 결과를 함께 표현하면 식 (16)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta_1 \\ \Delta_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & -\sin \alpha_1 \\ \cos \alpha_2 & -\sin \alpha_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_z \end{bmatrix} + H(s) \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \end{bmatrix} \quad (16)$$

따라서, 자이로보정 편향오차는 식 (17)과 같이 결정된다.

$$\begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_z \end{bmatrix} = \frac{1}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)} \begin{bmatrix} -\sin \alpha_2 & \sin \alpha_1 \\ -\cos \alpha_2 & \cos \alpha_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta_1 \\ \Delta_2 \end{bmatrix} - \frac{1}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)} \begin{bmatrix} -\sin \alpha_2 & \sin \alpha_1 \\ -\cos \alpha_2 & \cos \alpha_1 \end{bmatrix} H(s) \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

등호 오른쪽의 첫 번째 항이 편향오차 추정 값이고 두 번째 항이 추정 오차가 된다. 태양기준 벡터의 위치가 90° 떨어질 경우 추정오차가 최소가 됨을 알 수 있지만, 센서 FOV를 고려해서 최적화한다.

## 4. 오차버짓 해석

### 4.1 오차버짓 정의

상수이득 필터를 이용하고 한계순환(Limit Cycle)으로 자세오차를 근사화함으로써 오차버짓

을 계산한다. 롤 및 피치 자세오차의 한계순환은 식 (18)과 같이 근사화한다.

$$\phi = \phi_0 e^{i\omega_e t}, \quad \theta = \theta_0 e^{i\omega_e t} \quad (18)$$

식 (15)의 오른쪽 끝항을 다시 정리하면 식 (19)와 같고, 오차의 크기는 식 (20)과 같다.

$$E = \frac{\omega_e^2}{s^2 + 2\delta\omega_e s + \omega_e^2} (\varepsilon) \quad (19)$$

$$|E| = \frac{\omega_e^2}{\sqrt{(\omega_e^2 - \omega^2)^2 + (2\delta\omega_e \omega)^2}} |\varepsilon| = F(\omega) |\varepsilon| \quad (20)$$

여기서  $\omega$ 는 오차항 응답 주파수,  $\omega_e$ 는 추정기 차단주파수를 나타낸다. 오차항을 세분화해서 정리하면 표 2와 같다.

표 2. COMS Gyro Calibration Error Source

Error Source	Direct Slope
Scale factor	$D^{-1} \Delta F \omega_\phi \phi_0 F(\omega_\phi)$
LIASS gain	$D^{-1} \Delta G \omega_\phi \phi_0 F(\omega_\phi)$
In X/Z plane misalignment and Zsun control	$D^{-1} \left[ \frac{(\delta\theta_{LIASS} + \cos^2 \alpha \delta\theta^x + \sin^2 \alpha \delta\theta^z) \omega_e}{2} \right] \sin 2\alpha  \omega_\phi \phi_0 F(\omega_\phi) $
Out of X/Z plane misalignment and Y control	$D^{-1} (\cos \alpha \delta\theta^x + \sin \alpha \delta\theta^z) \omega_\phi \theta_0 F(\omega_\phi)$
Earth revolution	$D^{-1}  \omega_{Earth} $

표 3 COMS Gyro Calibration Hypothesis

Resource	Value	Unit
FOG misalignment	0.86	deg
LIASS misalignment	0.15	deg
FOG scale factor error	0.06	%
LIASS gain error	1.3	%
$\phi_0$	0.3	deg
$\theta_0$	0.1	deg
$\omega_\phi$	4800	deg/h
$\omega_\theta$	4800	deg/h
$\alpha_1$	160	deg
$\alpha_2$	120	deg

## 4.2 COMS 자이로보정 오차버짓

천리안위성 자이로보정 비행모드 오차버짓 해석에 사용된 가정들을 정리하면 표 3과 같다. 표 3의 수치를 표 2의 식에 대입하여 얻은 천리안위성 자이로보정 오차버짓은 표 4와 같다.

표 4. COMS Gyro Calibration Error Budget (Deg/h)

Error Source	Direct Slope	
	Sun Position 1	Sun Position 2
Scale factor	0.0032	0.0038
LIASS gain	0.0695	0.0828
In X/Z plane misalignment and $Z_{sun}$ control	0.0731	0.1101
Out of X/Z plane misalignment and Y control	0.0343	0.0435
Earth revolution	0.0772	0.0920
Error Budget	0.1316	0.1713

최종 자이로보정 오차버짓은 기준태양벡터 방향에 대해 각각 0.1316 deg/h와 0.1713 deg/h이며, 아스트리엄사의 상세해석 결과와 오차범위 내에서 상응함을 확인하였다.

## 5. 결 론

본 논문에서는 우리나라 최초의 정지궤도 복합위성인 천리안위성의 전이궤도 자이로보정 오차버짓을 해석하였다. 향후 정지궤도 복합위성 자세제어계 전이궤도 비행모드 설계에 활용이 기대된다.

## 후 기

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

## 참 고 문 헌

1. 박근주, 통신해양기상위성 태양감지기 모델 및 운용 분석, KARI-CST-TM-2008-006, 한국항공우주연구원, 2008
2. Astrium 비행소프트웨어팀, COMS Central Software Requirement Document, COMS.SPC.00078.DP.T.ASTR (1/0), 한국항공우주연구원, 2007
3. COMS 공동설계팀, AOCS Sign Conventions, COMS.TN.00217.DP.T.ASTR (1/0), 한국항공우주연구원, 2007
4. COMS 공동설계팀, COMS AOCS Performances and Interface Specification, COMS.SPC.00039.DP.T.ASTR (2/0), 한국항공우주연구원, 2007
5. COMS 공동설계팀, COMS Equipments Parameters Tuning, COMS.TN.00150.DP.T.ASTR (4/0), 한국항공우주연구원, 2007
6. COMS 공동설계팀, Transfer/Acquisition and Survival Modes Tuning, COMS.TN.00130.DP.T.ASTR (1/0), 한국항공우주연구원, 2007