

## 지구 회전 각속도를 이용한 자이로센서의 방향코사인행렬 극성검증

오시환\*, 김진희\*\*

### Polarity Verification of Direction Cosine Matrix of Gyro Sensor Using The Earth Rotational Rate

Shi-Hwan Oh\* and Jin-Hee Kim\*\*

#### Abstract

A Direction Cosine Matrix (DCM) of each satellites sensor/actuator which contains an directional information of sensor/actuator is implemented in the on-board flight software. In order to verify the polarity of direction cosine matrix, it is mostly used that an actual sensor/actuator output is compared with the expected output value which responses to the pre-defined external stimulus to the sensor/actuator. For the gyro sensors, the Earth rotational rate can be used as an external input for the polarity verification of DCM, without using an artificial stimulus.

In this study, the polarity of gyro DCM is checked and verified using the several test data which have been acquired during the different system level test phases. Finally the polarity of DCM was successfully verified using the Earth rotational rate.

#### 초 록

인공위성에 사용되는 센서들의 장착 방향은 보통 방향코사인행렬로 구현되어 있다. 이 방향코사인행렬의 극성검증을 위해서는 센서에 알고 있는 외부 자극을 인가하여 출력되는 응답을 확인하는 방법이 사용된다. 그러나 자이로 센서의 경우에는 인위적인 외부 자극 없이 지구 자전에 의한 회전각속도가 방향코사인행렬의 극성검증을 위한 입력으로 사용될 수 있다. 본 연구에서는 인공위성의 조립 및 시험 단계에서 여러 번 수행되는 자이로 센서의 상태점검 시험결과를 이용하여 자이로 센서의 방향코사인행렬 극성검증을 수행하였다.

키워드 : 인공위성(Satellite), 자이로 센서(Gyro Sensor), 방향코사인행렬(DCM), 지구 회전 각속도 (Earth Rotational Rate)

## 1. 서 론

위성용 비행모델 자이로센서는 시스템 레벨의 여러 시험 단계에서의 정기적인 상태 점검 등을 통해 그 상태 및 기능이 점검된다. 모든 시험은 지상에서 이루어지므로 이 시험기간 동안 위성용 자이로에는 항상 지구 회전 각속도가 인가되며 이 각속도가 자이로 센서에 의해 측정된다. 그러므로 이 값을 이용하면 자이로 방향코사인행렬의 극성오류를 정성적으로 확인할 수 있다[1]. 대개, 각 시험마다 위성이 지구 좌표계에 대해서 놓이는 방향은 매번 달라질 수 있으므로 자이로에 측정되는 지구 회전 각속도는 다르게 측정된다. 자이로에 측정되는 지구 각속도는 위성체 좌표계에 대해서 측정되기 때문이다.

한 번의 시험만으로도 자이로 장착 행렬의 극성은 검증될 수 있으나 장착 방향을 고려한 정확한 판단 범위 이하의 작은 각속도가 측정되는 축이 발생할 경우 그 축의 극성이 확인되지 않으므로 이를 확인하기 위하여 위성의 방향을 회전시킨 후 추가적인 측정을 통하여 검증해야만 한다. 본 연구에서는 각 시험 별로 인공위성이 놓여 있는 방향(orientation)과 이에 따라 자이로 센서에서 측정되는 지구 회전 각속도를 기술하고 이를 통해 자이로 방향코사인행렬의 극성을 검증하였다. 구체적으로 자이로 센서 내부에 존재하는 각 자이로 코어들의 자이로 좌표계에 대한 방향코사인행렬, 자이로 좌표계의 위성 좌표계에 대한 방향코사인행렬의 극성이 모두 검증될 수 있다.

## 2. 지구 회전 각속도

인공위성 관련 비행 모델의 시험이 위도 37도에서 수행된다고 가정할 경우 지구 회전에 의한 각속도는 Figure 1과 같이 계산될 수 있다.

지구 자전축 방향으로의 각속도는

$$360^{\circ}/86400\text{sec} = 0.00417^{\circ}/\text{sec}$$

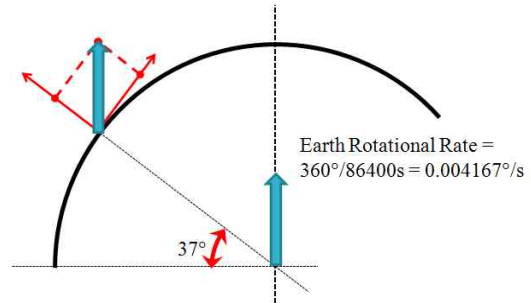


Figure 1. Estimation of Earth Rotation Rate

와 같이 계산되며 위도 37도의 지표면에서 회전 진북 방향을 바라보는 수평 방향의 각속도는 지구 회전 각속도의 코사인 성분이므로

$$360^{\circ}/86400\text{sec} \times \cos 37^{\circ} \approx 0.00333^{\circ}/\text{sec}$$

의 값을 가진다. 연직 방향의 각속도 성분은 지구 회전 각속도의 sine 성분이므로

$$360^{\circ}/86400\text{sec} \times \sin 37^{\circ} \approx 0.00251^{\circ}/\text{sec}$$

의 값을 가짐을 알 수 있다. 회전 진북 방향에 대해서 직각을 이루는 동쪽, 또는 서쪽 방향으로의 각속도는  $0^{\circ}/\text{sec}$  이며 만약 위성 좌표계의 한 축이 이 방향으로 놓이게 되면 그 방향으로의 각속도 및 극성은 확인할 수 없게 된다.

## 3. 자이로 센서의 방향코사인행렬

1개의 잉여 유닛을 가지는 3축 자이로 센서를 가정할 때 모두 4개의 자이로 코어가 센서 어셈블리 내부에 존재한다. 이 경우 보통 4개의 자이로 코어는 Figure 2와 같이 몇 가지 형태를 가질 수 있다. 본 논문에서는 자이로 코어가 팔면체 상반부 형태로 배치되어 있고 자이로 센서 좌표계와 4개의 자이로 코어(GA, GB, GC, GD)의 좌표계, 위성 좌표계와 자이로 센서 좌표계가 Figure 3~4와 같이 배치되어 있다고 가정하였다. 이 때 자이로 코어와 자이로 좌표계의 방향코사인행렬은 다음과 같이 표현된다.

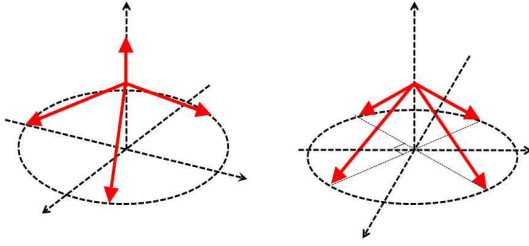


Figure 2. Two Typical Gyro Core Orientations

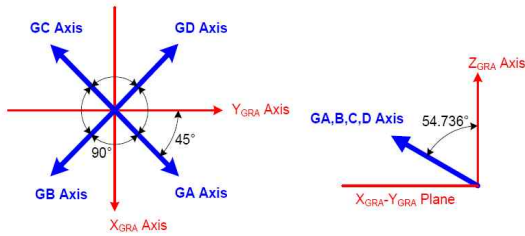


Figure 3. Alignment Between 4 Gyro Cores and Gyro Sensor Reference Frame

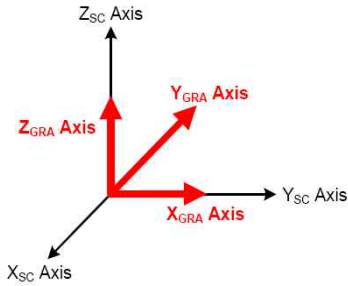


Figure 4. Alignment Between S/C Body Frame and Gyro Sensor Reference Frame

$$\begin{bmatrix} GA \\ GB \\ GC \\ GD \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 \\ -1 & -1 & 1 \\ -1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{gyro}$$

또한 자이로 센서 좌표계와 위성 좌표계와의 방향코사인행렬은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{SC} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{gyro}$$

그러므로 4개의 자이로 코어에서 측정되는 각속도로부터 위성체 좌표계의 각속도는 다음 식에 의해 계산될 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{SC} = \frac{\sqrt{3}}{4} \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} GA \\ GB \\ GC \\ GD \end{bmatrix}$$

만약 4개의 자이로 코어를 사용하지 않고 이 중 3개만을 사용한다면 위성체 각속도는 다음과 같이 계산되어야 한다. GA가 사용되지 않을 경우는

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{SC} = \frac{\sqrt{3}}{2} \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} GA \\ GB \\ GC \\ GD \end{bmatrix},$$

GB가 사용되지 않을 경우는

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{SC} = \frac{\sqrt{3}}{2} \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} GA \\ GB \\ GC \\ GD \end{bmatrix},$$

GC가 사용되지 않을 경우는

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{SC} = \frac{\sqrt{3}}{2} \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -1 \\ 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} GA \\ GB \\ GC \\ GD \end{bmatrix},$$

마지막으로 GD가 사용되지 않을 경우는

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{SC} = \frac{\sqrt{3}}{2} \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} GA \\ GB \\ GC \\ GD \end{bmatrix}$$

를 이용하여 계산될 수 있다.

#### 4. 방향코사인행렬의 검증

인공위성 조립 및 시험 단계에서는 자이로 센서 비행 모델의 기능을 점검하는 시험이 여러 차례 수행된다. 조립 이후에 수행되는 시스템 통합 검증 시험, 열진공시험과 진동시험, 전자파시험 전후로 수행되는 상태 검증 시험 등을 통해 그 기능 및 성능이 지속적으로 모니터링되며 안정성 여부를 확인받게 된다. 지상에서 시험을 수행하는 동안은 지구 회전 각속도가 자이로 센서에 끊임없이 인가되므로 자이로 센서에 측정되는 지구 회전 각속도를 검증의 기준 값으로 이용함으로써 방향코사인행렬을 포함한 자이로 센서 데이터 처리 로직을 검증할 수 있다[2]. 또한 각각의 시험을 수행하는 동안, 지구 좌표계를 기준으로 할 때, 위성이 놓이는 방향이 다르므로 3축의 모든 방향에 대한 자이로 데이터를 검증할 수 있다. 본 장에서는 몇 가지 시험을 수행하는 동안 지표면에 고정되어 있는 위성의 방향 정보를 이용하여, 측정된 지구 회전 각속도를 예측하고 이 값을 실제 자이로 센서가 측정한 각속도와 비교함으로써 방향코사인행렬의 극성 오류 여부를 검증하였다.

##### 4.1 시스템 통합 검증 시험

초기 시스템 통합 검증 시험 때의 위성의 방향은 Figure 5에 나타나 있다.

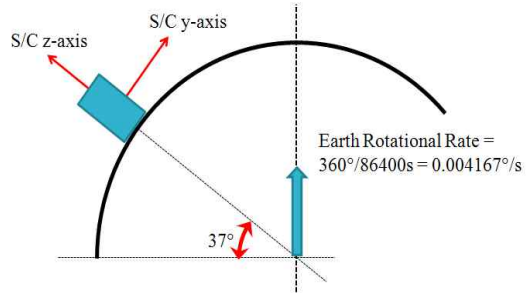


Figure 5. Integrated System Test Configuration

Figure 5에서 볼 때, 지구 회전 각속도에 의하여 위성의 x, y, z 축에 인가되는 각속도는 다음과 같이 예상될 수 있다.

- 위성 x축 각속도:  $0.0^\circ/\text{sec}$
- 위성 y축 각속도:  
 $360^\circ/86400\text{sec} \times \cos 37^\circ \approx 0.00333^\circ/\text{sec}$
- 위성 z축 각속도:  
 $360^\circ/86400\text{sec} \times \sin 37^\circ \approx 0.00251^\circ/\text{sec}$

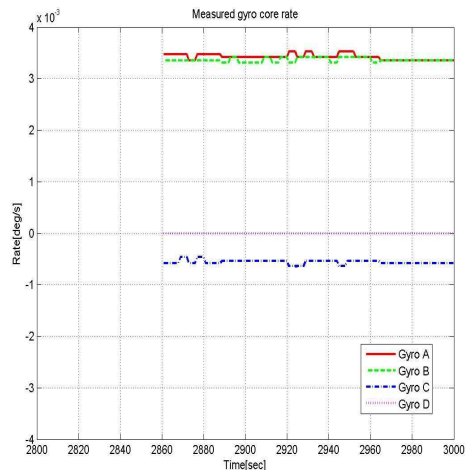


Figure 6. Measured Earth Rotational Rate at Each Gyro Core During the Integrated System Test

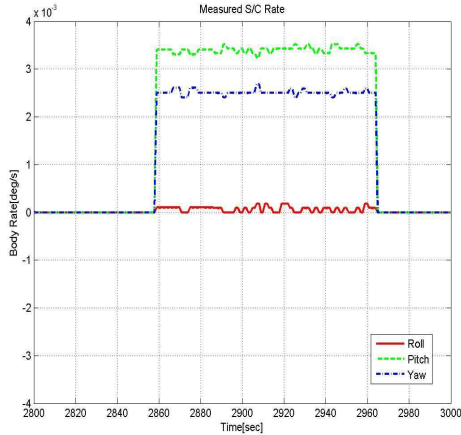


Figure 7. Measured Earth Rotational Rate w.r.t S/C Frame During the Integrated System Test

실제 시험 수행 시 GA, GB, GC 3개의 자이로 코어에만 2860 ~ 2965초 동안 전원이 인가되었다. 이 시간 동안 각각의 자이로 코어에 측정된 각속도를 Figure 6에, 이 코어 데이터를 이용하여 탑재 소프트웨어에서 계산된 위성좌표계 각속도 텔레메트리를 Figure 7에 나타내었다. 이 때 텔레메트리의 수신 주기는 4초이다.

Figure 6을 보면 GD를 제외한 자이로 코어에 각속도가 인가되고 있음을 확인할 수 있으며 위성이 바닥에 놓여 있는 상태이므로 바닥으로부터 들어오는 진동으로 인해 각속도에 잡음이 섞여 있음을 또한 알 수 있다. 전원이 차단된 2965초 이후에도 값이 존재하는 이유는 자이로 코어 텔레메트리 값이 전원 차단 직전의 값을 계속 유지하고 있기 때문이다.

위성좌표계에서의 측정 각속도를 나타낸 Figure 7을 볼 때, 예상 값과 유사하게 나왔음을 확인할 수 있다. 그러므로 위성에 탑재소프트웨어에 존재하는 자이로 방향코사인행렬의 극성에 오류가 없음을 확인할 수가 있었으나 이 시험에서는 위성 x축 각속도가 0 이므로 이 축에 대한 극성 및 방향코사인행렬의 오류 여부는 확인할 수가 없다.

## 4.2 로직 검증 시험

로직 검증 시험 때의 위성의 방향은 Figure 8에 나타나 있다.

Figure 8에서 볼 때, 지구 회전 각속도에 의하여 위성의 x, y, z 축에 인가되는 각속도는 다음과 같이 예상될 수 있다.

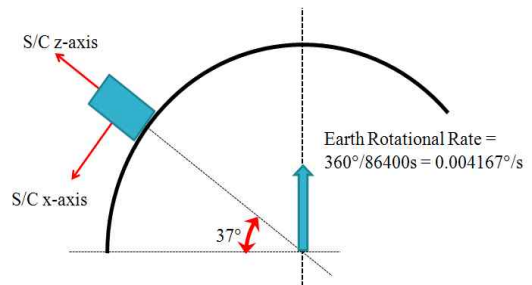


Figure 8. Logic Verification Test Configuration

- 위성 x축 각속도:  
 $-1 \times 360^\circ / 86400 \text{sec} \times \cos 37^\circ \approx -0.00333^\circ / \text{sec}$
- 위성 y축 각속도:  $0.0^\circ / \text{sec}$
- 위성 z축 각속도:  
 $360^\circ / 86400 \text{sec} \times \sin 37^\circ \approx 0.00251^\circ / \text{sec}$

실제 자이로에 전원을 인가했을 때의 시험 결과는 Figure 9~10에 나타나 있다.

시험 수행 시의 위성의 방향이 시스템 통합 시험과는 다르게 연직 방향에 대해 90도 돌아가 있으므로 시스템 통합 시험 때 동서 방향으로 놓여 있던 위성 x축이 로직 검증 시험 때는 남북 방향으로 놓이게 되었다. 이에 따라 위성 x축에 약  $-0.0033^\circ / \text{sec}$ 의 각속도가 측정되었으며, y축에는  $0.0^\circ / \text{sec}$ 이, z축에는 시스템 통합 시험과 같은  $0.0025^\circ / \text{sec}$ 의 각속도가 측정되었다.

이로써 시스템 통합 검증 시험 때 확인되지 못했던 위성 x축에 대한 방향코사인행렬의 극성이 로직 검증 시험 때 저장한 자이로 텔레메트리를 이용하여 검증될 수 있었다.

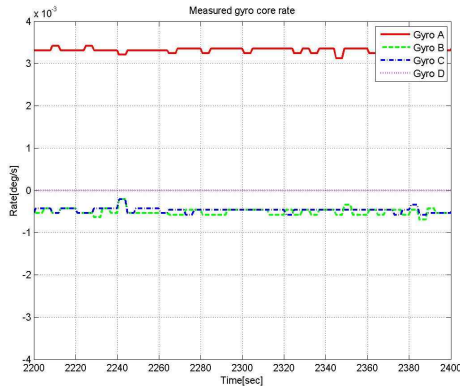


Figure 9. Measured Earth Rotational Rate at Each Gyro Core During the Logic Verification Test



Figure 10. Measured Earth Rotational Rate w.r.t S/C Frame During the Logic Verification Test

### 4.3 열진공 시험

열진공 시험 때의 위성의 방향은 Figure 11에 나타나 있다.

Figure 11에서 볼 때, 지구 회전 각속도에 의하여 위성의 x, y, z 축에 인가되는 각속도는 다음과 같이 예상될 수 있다.

- 위성 x축 각속도:  $0.0^\circ/\text{sec}$
- 위성 y축 각속도:

$$-1 \times 360^\circ / 86400 \text{sec} \times \sin 37^\circ \approx -0.00251^\circ / \text{sec}$$

- 위성 z축 각속도:

$$360^\circ / 86400 \text{sec} \times \cos 37^\circ \approx 0.00333^\circ / \text{sec}$$

실제 자이로에 전원을 인가되었을 때의 시험 결과는 Figure 12~13에 나타나 있다.

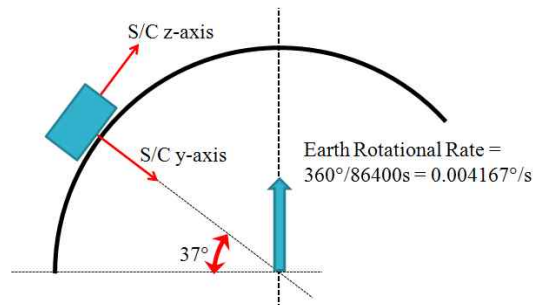


Figure 11. Thermal-Vacuum Test Configuration

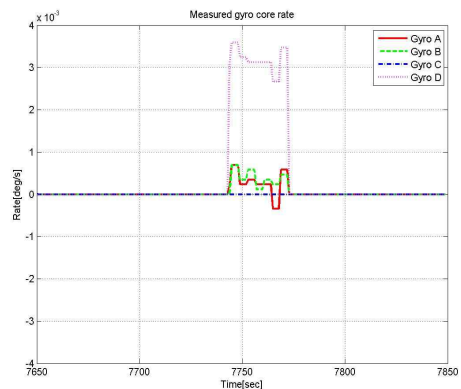


Figure 12. Measured Earth Rotational Rate at Each Gyro Core During the Thermal-Vacuum Test

열진공 시험 수행 동안 위성은 챔버 안에 누여서 고정되었으며 챔버 내부의 바닥 구조물 위에 장착되어 있으므로 다른 시험들과 달리 바닥에서부터 들어오는 진동에 예민하게 반응하여 각속도 잡음이 커졌음을 확인할 수 있다. 이 시험

에서는 이전의 시험과는 다르게 GA, GB, GD 자이로 센서가 사용되었으며 이 경우에도 방향코사인행렬이 정상적으로 입력되었는지 확인하였다. Figure 13의 결과를 볼 때 지구 회전각속도에 의해 위성좌표계에서 측정되는 각속도는 예상과 일치함을 확인할 수 있었고 방향코사인행렬의 극성이 탑재소프트웨어에 정상적으로 입력되어 있음을 검증하였다.

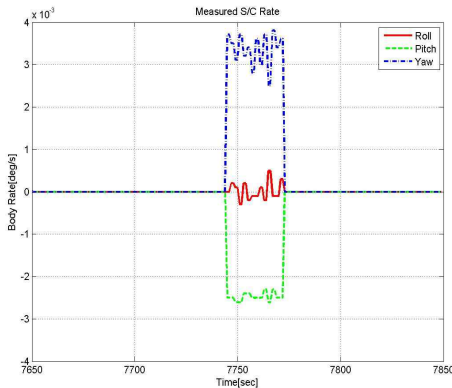


Figure 13. Measured Earth Rotational Rate w.r.t S/C Frame During the Thermal-Vacuum Test

## 4. 결 론

인공위성에 사용되는 센서들은 각각의 센서마다 장착 위치 및 방향이 다르다. 그러므로 위성 탑재소프트웨어에는 이 장착 정보가 반영되어 있어야 하며 보통 방향코사인행렬의 형태로 입력되어 있다. 이러한 방향코사인행렬의 극성은 센서마다 그 특성에 맞는 자극을 물리적으로 인가하여 정상 유무를 확인한다. 그러나 자이로센서는 별도의 자극 없이 지구의 자전을 이용하여 정상 유무를 정성적으로 판별할 수 있다. 본 연구에서는 실제로 지구 회전 각속도를 이용하여 자이로센서의 방향코사인행렬의 극성을 확인하였으며 위성의 다양한 방향에 따라 다르게 측정되는 지구 회전 각속도의 예측치와 측정치가 일치함을 실험적으로 확인하였다.

## REFERENCE

1. 오시환 “지구 회전 각속도를 이용한 자이로의 방향코사인행렬 검증”, Technical Note, KARI-SCT-TN-2010-006, 2010
2. 오시환, 김용복, 용기력, 이진 카운터 형태를 가진 롤오버하는 센서 데이터의 최대 측정 영역 확장 방법, 한국소음진동공학회 2009 추계 학술대회 논문집, pp745~746