

고기동 영상촬영 저궤도 위성 자세제어계 궤도상 보정

윤형주*, 박근주**, 임조령***, 최홍택****, 서두찬*****

AOCS On-orbit Calibration for High Agility Imaging LEO Satellite

Hyunjoo Yoon*, Keun Joo Park**, Jo Ryeong Yim***,
Hong-Taek Choi****, and Doo Chun Seo*****

Abstract

A fast maneuvering LEO satellite producing high resolution images was developed by Korea Aerospace Research Institute and launched successfully. To achieve accurate pointing and stringent pointing stability, the attitude orbit control subsystem implements high performance star trackers and gyroscopes. In addition, series of on-orbit calibration need to be performed to compensate mainly misalignment errors due to launch shock and on-orbit thermal environment. In this paper, the on-orbit calibration approach is described with the performance enhancement result through flight data analysis.

초 록

빠르게 기동하면서도 고해상도 영상을 획득하기 위해서는 정확한 자세지향 및 높은 지향안정도가 요구된다. 자세제어계는 이러한 요구조건을 만족시키기 위해서 고성능 별추적기와 자이로를 장착하고 있다. 하지만, 위성에 장착된 자세센서인 별추적기와 자이로는 발사환경과 발사체에서 분리된 후 놓여지는 우주환경의 영향으로 지상에서 예측한 위성 동체기준좌표계에서 벗어난 오정렬 값을 가지게 되며, 자세제어계에서는 자세지향 오차 및 기동 성능 향상을 위해서 해당 오정렬 값을 추정하여 보상해주는 궤도상 보정을 수행해야 한다. 본 논문에서는고기동 저궤도위성의 초기운용기간 중 위성본체 성능확인 단계에서 자세제어계에서 수행한 궤도상 보정에 대해서 기술하고 실제 얻어진 자세지향 및 지향안정도 성능 향상 결과를 제시한다.

키워드 : 궤도상 보정 (On-orbit Calibration), 오정렬 (Misalignment), 자세제어계 (AOCS, Attitude and Orbit Control System), 자이로 보정(Gyro Calibration)

1. 서 론

저궤도 위성이 국내 기술로 개발되어 성공적으로 발사되었다. 고해상도 영상을 획득하기 위해서는 70cm급 고해상도 영상촬영이 가능한고기동 정확한 자세지향 및 높은 지향안정도가 요구된

접수일(2012년 9월 7일), 수정일(1차 : 2012년 10월 16일, 2차 : 2012년 10월 31일, 게재 확정일 : 2012년 11월 1일)

* 위성제어팀/hyoon@kari.re.kr

** 교신저자, 위성제어팀/kjp@kari.re.kr

*** 위성제어팀/jryim@kari.re.kr

**** 위성제어팀/hongtaek@kari.re.kr

***** 자료처리 검토정팀/dcivil@kari.re.kr

다. 이를 위해 자세제어계에서는 고성능 별추적기와 자이로를 이용한 정밀자세결정 논리를 적용하고 반작용 휠을 이용한 3축 자세제어를 수행한다. 이때, 위성에 장착된 자세센서인 별추적기와 자이로스코프, 그리고 작동기인 반작용 휠의 정렬 정보는 발사환경과 발사체에서 분리된 후 놓여지는 우주환경의 영향으로 지상에서 예측한 위성 동체 기준좌표계에서 벗어난 오정렬(misalignment) 값을 가지게 되며, 자세제어계에서는 자세지향 오차 및 기동 성능 향상을 위해서 해당 오정렬 값을 추정하여 보상해주는 궤도상 보정(On-orbit Calibration)을 수행해야 한다.

본 논문에서는, 위성 초기운용단계(LEOP, Launch and Early Operation Phase)에서 수행된 자세제어계 궤도상 보정 절차에 대해서 기술하고 실제 초기운용 단계와 영상 검·보정 단계에서 수행된 궤도상 보정 결과를 제시한다.

2. 궤도상 보정 절차

궤도상에서 수행하는 자세센서 및 작동기 오정렬 보정의 흐름은 그림 1과 같다.

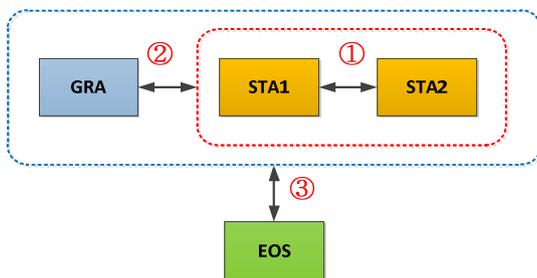


그림 1. AOCS On-orbit Calibration Flow Diagram

먼저, ①과 같이 관성좌표계에 대해서 절대자세 정보를 제공하는 두 개의 별추적기 STA1과 STA2 사이의 상대 오정렬 보정(Relative Calibration)이 수행되고, ②에서처럼 상대보정이 완료된 두 별추적기 측정값과 GRA(Gyro Reference Assembly) 측정값을 이용하여 GRA에

대한 오정렬 및 scale factor 오차를 보정한다. 자세제어계에서는 이 두 단계에서 결정된 오정렬 정보를 이용하여 지상에서 최종 결정된 자세센서 및 작동기 정렬 값을 갱신한다[1].

하지만, 발사환경 및 우주환경은 탑재체(EOS)에서도 오정렬을 발생시키며 이 경우에 대해서는 자세제어계 수준에서 보정할 수 없고 촬영된 영상정보를 이용하여 수행하게 된다. 즉, ③과 같이 지상에서 영상기준점(GCP, Ground Control Point) 측정 값과 탑재컴퓨터에서 결정된 궤도 및 자세정보를 이용하여 절대보정(Absolute Calibration)을 수행한다. 결론적으로 영상기준좌표계에 대해서 자세제어계 제어 기준좌표계를 정렬시키게 된다.

2.1 별추적기 상호간 상대보정

절대자세 정보를 제공하는 별추적기는 특성상 시선벡터(Line of Sight) 축 방향을 중심으로 변화된 자세 측정 값에 대한 정확도가 상대적으로 떨어지는 특성이 있다. 또한, 자세결정 필터의 수렴속도를 향상시키기 위해서 별추적기를 두 개 장착하는데 이 경우 발사환경 및 임무우주환경에 의해 서로 독립적으로 오정렬이 발생한다. 별추적기 상호간의 상대 오정렬의 보정은 기준 별추적기 오정렬을 기준으로 해서 상대 별추적기의 정렬 정보를 갱신하는 것으로 식 (1)과 같이 각각의 별추적기 측정 값과 지상에서 예측된 기준 별추적기 STA1의 정렬 정보를 이용해서 상대 별추적기 STA2의 정렬정보를 결정한다[1].

$$q_{body}^{STA2 meas} = q_i^{STA2} \otimes q_{STA1}^i \otimes q_{body}^{STA1} \quad (1)$$

여기서, q_{STA1}^i 는 STA1에서 측정한 관성좌표계에서 별추적기 기준좌표계로의 변환 쿼터니언의 역변환 쿼터니언, q_i^{STA2} 는 STA2에서 측정한 관성좌표계에서 별추적기 기준좌표계로의 변환 쿼터니언, q_{body}^{STA1} 는 비행소프트웨어에서 사용하고 있는 STA1에 대한 동체기준좌표계와 별추적기 기준좌표계 사이의 정렬정보, 그리고

$d_{body}^{STA2 meas}$ 는 추정된 STA2의 정렬정보이다.

2.2 GRA 보정

위성체에 장착된 공진형자이로 형식의 GRA 구조는 그림 2와 같다. GRA는 4 개의 개별 공진형자이로 GA, GB, GC, GD로 구성되는데 각 자이로에서 감지된 정렬 방향의 각속도 변화에 scale factor를 곱한 후, GRA 기준좌표계로 변환하고, 지상에서 측정된 GRA 기준좌표계와 동체 기준좌표계 사이의 변환행렬을 적용하여 최종적으로 동체각속도 측정값을 결정하게 된다.

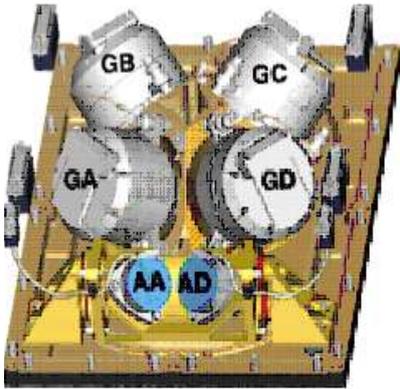


그림 2. Gyro Reference Assembly Layout

이때, 지상에서 측정된 GRA 기준좌표계와 동체기준좌표계 사이의 정렬 값 및 scale factor 값은 발사환경 및 임무궤도 환경의 영향으로 변경되기 때문에 궤도상에서 해당 값들을 추정하여 보상해줘야 한다.

오정렬 오차, scale factor 오차, 표류오차를 모두 고려한 GRA 측정 모델은 식 (2)와 같다.

$$\tilde{\omega}_b = C_{misGRA}^b C_{ABC}^{GRA} \left(\mathbf{I} + [\Lambda] \right) \left\{ \begin{array}{l} C_{GRA}^{ABC} C_{misGRA}^{GRA} C_b^{misGRA} \omega_b \\ + \beta_{ABC} + \eta_{ABC} \end{array} \right\} \quad (2)$$

여기서, $\tilde{\omega}_b$ 는 측정된 동체각속도, ω_b 는 동체각속도 참값, $[\Lambda]$ 은 scale factor 오차로 구성된 대

각행렬, C_{misGRA}^b 는 오정렬된 GRA 기준좌표계에서 동체좌표계로의 좌표변환 행렬, C_{ABC}^{GRA} 는 개별 자이로 기준좌표계에서 GRA 기준좌표계로의 좌표변환 행렬, C_{GRA}^{misGRA} 는 GRA 기준좌표계에서 오정렬된 GRA 기준좌표계로의 좌표변환 행렬, β_{ABC} 는 개별 자이로의 표류오차, η_{ABC} 는 개별 자이로의 측정 잡음이다. 작은 오정렬 오차를 가정하면 C_{GRA}^{misGRA} 행렬은 오정렬 오차로 식 (3)과 같이 근사화할 수 있다.

$$C_{GRA}^{misGRA} = \mathbf{I} - [\delta\theta_{mis} \times] \quad (3)$$

여기서, \mathbf{I} 는 3x3 단위행렬, $\delta\theta_{mis}$ 는 오정렬 오차, 행렬 $[\times]$ 는 식 (4)와 같다.

$$[\delta\theta \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\theta_z & \delta\theta_y \\ \delta\theta_z & 0 & -\delta\theta_x \\ -\delta\theta_y & \delta\theta_x & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

GRA 보정은 자이로에서 측정된 각속도 정보를 이용하여 자세를 예측하고 별추적기 측정 자세정보로 갱신하는 과정을 통해 오정렬 오차, scale factor 오차를 추정하는 것이다[1].

한편, GRA 오정렬 오차, scale factor 추정은 자세쿼터니언 및 자이로 표류오차와 동시에 추정하는 확장칼만필터가 적용되었기 때문에 특정한 형태의 기동을 수행하여 관측도 요구조건을 만족시켜야 한다[1,2]. 부가적으로 참고문헌 [1]에 수록된 절차대로 적도 중심 부근에서 낮과 밤을 구분하여 GRA 보정 기동을 수행함으로써 궤도의 위치에 따른 영향을 최소화하였다.

2.3 절대보정

앞 부절들에서 설명한 별추적기 상호간의 상대보정과 자이로 보정은 기준이 되는 별추적기의 정렬을 기준으로 수행된 것이다. 실제로는 기준이 되는 별추적기도 발사환경 및 임무궤도 우주 환경에 의해 오정렬이 발생하게 된다. 이러한 기

준 별추적기의 오정렬 값은 탑재체에서 촬영한 영상에서 결정된 영상기준점 정보를 이용해서 상대보정을 수행하는데 이것을 절대보정(Absolute Calibration)이라 한다[1]. 이렇게 결정된 오정렬 정보로 모든 자세센서와 작동기 정렬 값을 갱신함으로써 영상 기준좌표계에 정렬되도록 자세제어를 수행할 수 있게 된다.

이러한 절대보정은 별추적기 상호간 상대보정과 달리 복잡하게 수행된다. 먼저, 별추적기 측정 자세쿼터니언은 생성시점이 거의 동일한 반면 영상에서 추출하는 영상기준점에 해당하는 자세 정보는 그림 3과 같이 선형배열 영상센서(Linear Array Image Sensor)를 주사(scan)하는 방식이기 때문에 서로 다른 주사선상에 위치한 영상기준점들은 자세가 달라지게 된다[1,3]. 따라서 주사 시간에 맞춘 자세의 보간(Interpolation)이 필요하다. 또한, 영상센서의 영상기준점 좌표와 지상좌표의 관계에서 오정렬 정보가 결정되기 때문에 위성에 대한 정밀한 궤도 정보와 영상기준점의 지상좌표 정보가 필요하다. 정밀한 궤도 정보는 GPS 신호 수신기에서 제공받고 영상좌표 정보, 자세정보는 모두 GPS 시각 정보와 동기화 되어 추가적인 오차원인이 제거되었다.

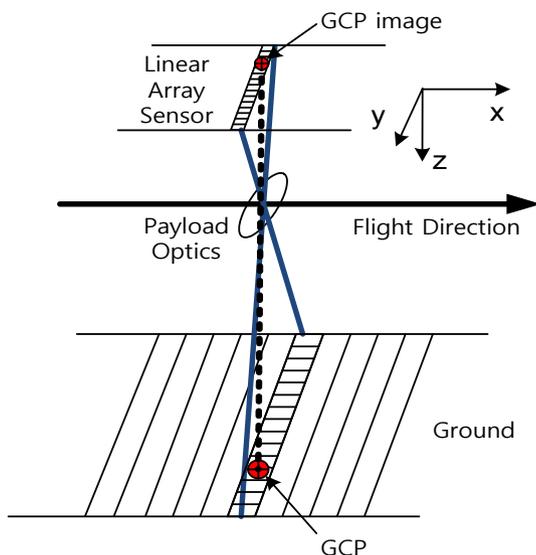


그림 3. Ground Control Point Layout

개별적으로 전처리된 궤도, 자세, 영상좌표, 영상기준점 지상좌표 사이의 관계는 식 (5)와 같다[3].

$$\begin{bmatrix} X - X_s \\ Y - Y_s \\ Z - Z_s \end{bmatrix}_{ECEF} = \frac{1}{\lambda} \mathbf{M}_{ECI}^{ECEF} \mathbf{M}_{RBody}^{ECI} \mathbf{M}_{ABody}^{RBody} \mathbf{M}_{Image}^{ABody} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{Image} \quad (5)$$

여기서 \mathbf{M}_{ECI}^{ECEF} 는 관성기준좌표계에서 지구중심고정(ECEF, Earth Centered Earth Fixed) 좌표계로의 좌표변환행렬, \mathbf{M}_{RBody}^{ECI} 는 상대보정으로 정렬된 동체좌표계에서 관성좌표계로의 좌표변환 행렬, $\mathbf{M}_{Image}^{ABody}$ 는 영상좌표에서 절대보정으로 정렬될 동체좌표계로의 좌표변환 행렬, $\mathbf{M}_{ABody}^{RBody}$ 는 절대보정 동체좌표계에서 상대보정 동체좌표계로의 좌표변환 행렬, $[X, Y, Z]^T$ 는 영상기준점 지상좌표, $[X_s, Y_s, Z_s]^T$ 는 위성의 위치좌표, $[x, y, z]^T$ 는 영상센서에서 제공하는 영상기준점 좌표를 나타낸다. 결국, 절대보정이란 $\mathbf{M}_{ABody}^{RBody}$ 를 추정하는 것이며 좌표벡터를 정규화함으로써 Wahba 문제의 형태로 치환할 수 있다. Wahba 문제의 최적해를 구하는 일반적인 방법으로는 쿼터니언을 이용하는 Davenport의 q-method와 계산 속도를 향상시킨 Shuster의 QUEST 알고리즘등이 있다[4]. 결정된 오정렬 정보로 자세센서 및 작동기의 정렬 정보를 갱신함으로써 영상기준좌표계와 정렬되게 자세제어를 수행할 수 있게 된다.

3. 궤도상 보정 결과 해석

본 절에서는 앞절에서 기술된 궤도상 보정 절차의 실제 수행결과를 제시한다.

3.1 별추적기 상호간 상대보정 효과

초기운용 단계에서 궤도상 보정은 별추적기 상호간 상대보정으로 시작되었다. 그림 4는 별추적기 상호간 상대보정 전·후의 자세결정논리의 최대 갱신 값을 비교한 결과를 보여준다.

보정전(점선)에는 별추적기 상호간의 오정렬로 인해서 자세결정 논리에서 상대적으로 예측값을 갱신하는 값의 크기가 컸었지만, 상대보정 수행 후(실선)에는 1/10 수준으로 줄어들었다[5]. 즉, 자세 예측 값과 별추적기 측정 자세와의 비교에서 오정렬 효과가 제거되었음을 확인할 수 있다.

3.2 GRA 보정 효과

별추적기 상호간 상대보정 수행 후 GRA 보정이 수행되었다. 그림 5는 GRA 보정결과를 적용하기 전·후의 비교로서 자세결정 논리에서 추정된 동체 좌표계로 표현된 자이로 표류오차를 보여준다.

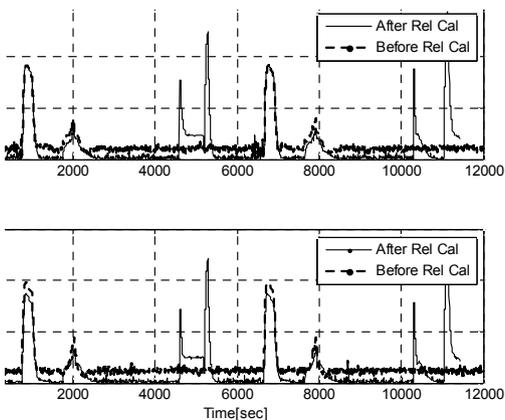


그림 4. Improvement due to Relative Calibration between Star Trackers

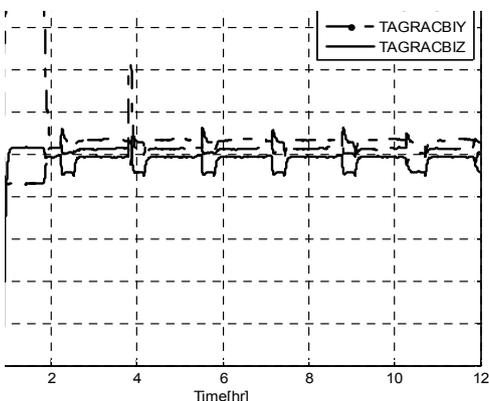


그림 5. Improvement due to GRA Relative Calibration

GRA의 오정렬은 각속도 계산 결과에 편향성분을 포함하게 하며 자세결정 논리에서는 표류오차의 형태로 보상된다. 하지만, 기동을 수행할 경우 자세가 바뀌게 되어 표류오차가 크게 움직이게 되어 자세결정 성능을 떨어뜨리게 된다. 그림 5에서 보면 대략 2시간 경과 후 GRA 보정 결과가 적용됨으로써 표류오차 변동 크기가 1/10수준으로 줄어들음을 확인할 수 있다[5]. 즉, 기동구간에 대해서도 자세결정 성능 변화가 크게 줄어들어 자세안정화 시간을 단축하였다.

3.3 절대 보정 효과

초기운용단계에서 절대 보정은 두 차례 수행되었다. 먼저, 탑재컴퓨터에서 결정된 자세 및 궤도 정보를 이용해서 수행하고 지상에서 후처리된 정밀자세와 정밀궤도 정보를 이용해서 편향오차부분을 제거하였다. 탑재컴퓨터에서 결정된 자세 정보는 실시간 운용제한으로 성능상의 제약이 따르며 특히 고기동 구간에서 두드러지게 된다. 한편, 영상기준점은 그림 6과 같이 관심 있는 영역의 위도 및 경도에 따른 영향을 확인할 수 있도록 고루 확보 하였다[5].

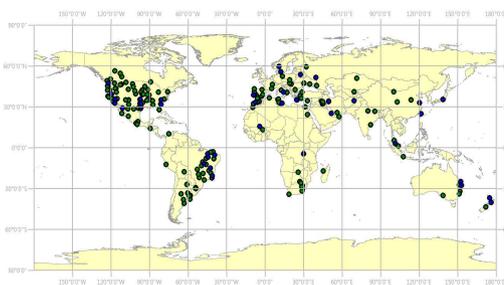


그림 6. Ground Control Point Locations

탑재컴퓨터에서 결정된 자세 및 궤도 정보를 이용하여 수행된 절대보정 결과를 탑재컴퓨터 정렬 정보를 갱신한 후 지상 처리 정밀자세결정 정보와 정밀궤도 정보를 이용하여 확인한 기하오차(Geo Location Error)는 그림 7과 같다. 탑재컴퓨터에서 결정된 자세 및 궤도정보가 기동 후 영상 촬영 구간에서 자세제어에 요구사항은 만족하시

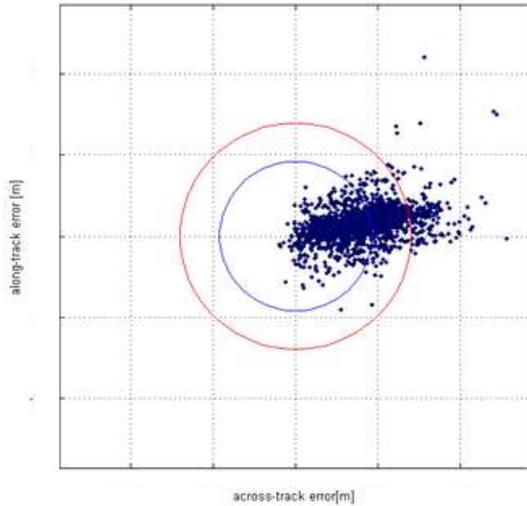


그림 7. Geo Location Error Before Absolute Calibration using Precise Ground Attitude Determination Result

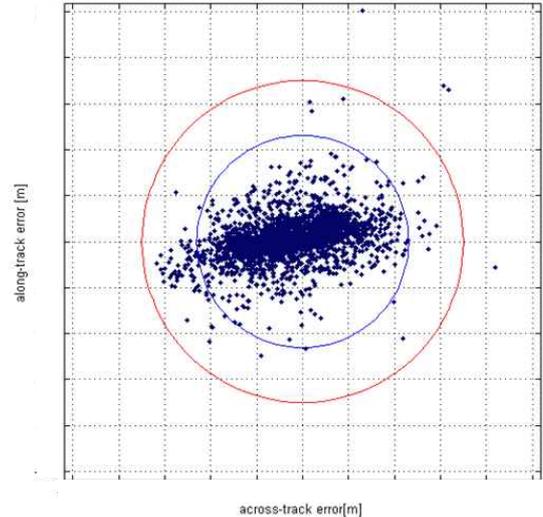


그림 8. Geo Location Error After Absolute Calibration using Precise Ground Attitude Determination Result

지만 아직 수렴이 덜 되어 편향된 것처럼 보이는 결과를 확인할 수 있다. 이것은 탑재컴퓨터 운용 자세결정 논리의 실시간 운용 제약으로 인해 발생된 것이다[6]. 하지만, 최종 영상의 기하오차 특성은 지상처리 후의 결과를 사용하기 때문에 탑재컴퓨터의 정렬 값에 편향 부분을 보정하여 기하오차 성능을 더욱 향상시킬 수 있다. 이를 위해 지상처리 정밀자세와 정밀궤도 정보를 이용하여 절대보정을 재 수행하였다. 그림 8은 절대보정을 다시 수행 후 향상된 기하오차 특성을 보여주며[3,5,6], 그림 7과 그림 8의 원은 같은 크기이다.

4. 결 론

본 논문에서는 고기동 저궤도 영상촬영 위성의 자세제어계 지향 정확도 및 지향 안정도 성능 요구사항을 만족시키기 위해 궤도상에서 수행한 자세제어계 궤도상 보정절차와 보정 결과를 제시하였다. 발사환경 및 임무궤도 우주환경에서 발생한 오정렬을 보정하여 자세결정 성능과 최종 영상의 기하오차 성능을 더욱 향상시켰다. 추후

수행되는 영상센서의 기하왜곡에 대한 검보정 결과와 맞물려 필요에 따라 절대보정을 재수행하고, 자세센서의 장주기 변동 및 노화효과 등도 추적 관찰하여 경향성을 보정하는 작업을 수행할 예정이다.

후 기

본 논문은 교육과학기술부와 지식경제부에서 지원하는 '다목적실용위성 3호 개발사업'의 연구 결과입니다.

참 고 문 헌

1. 윤형주, KOMPSAT3 AOCS On-orbit Calibration Plan and Procedure, K3-D0-450-007, 한국항공우주연구원, 2012
2. Pittelkau, M., "Kalman Filtering for Spacecraft System Alignment Calibration," J. of Guidance Control and Dynamics, Vol.24, No.6, 2001
3. 윤형주 등, 저궤도 영상촬영위성 자세제어 센

서의 절대 오정렬 보정, 한국항공우주학회
2012 추계학술대회 발표예정

4. Shuster, M., "The QUEST for Better Attitudes," J. of the Astronautical Sciences, Vol.54, No.3&4, 2006
5. KOMPSAT3 초기운용결과 발표자료, 한국항공우주연구원, 2012
6. 박근주 등, 저궤도 고기동 영상촬영위성 지상 정밀 자세결정, 한국항공우주학회 2012 추계 학술대회 발표예정